



UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA.

“RECONSTRUCCIÓN ESTRUCTURAL DEL EMPENAJE DE LA
AERONAVE T206H PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA
AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM”

JOHANNA MARITZA QUINDE TARCO.

Trabajo de Graduación para la obtención del título de:
TECNÓLOGA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
AVIONES.

2014

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS.

CERTIFICADO

Ing. Pablo Espinel

CERTIFICA:

Que el trabajo titulado “RECONSTRUCCIÓN ESTRUCTURAL DEL EMPENAJE DE LA AERONAVE T206H PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM”, realizado por: Johanna Maritza Quinde Tarco, ha sido guiado y revisado periódicamente y cumple normas estatutarias establecidas por la ESPE, en el Reglamento Estudiantes de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE.

El mencionado trabajo consta de un documento empastado y un disco compacto el cual contiene los archivos en forma portátil de Acrobat (PDF).

Autorizan a Quinde Tarco Johanna Maritza, entregar el miso a la Unidad de Gestión de Tecnologías.

Latacunga, Octubre del 2014

Ing. Pablo Espinel.

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS.
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.

Quinde Tarco Johanna Maritza.

DECLARO QUE:

El proyecto de grado denominado “RECONSTRUCCIÓN ESTRUCTURAL DEL EMPENAJE DE LA AERONAVE T206H PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM”, ha sido desarrollado en base a una investigación científica exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan al pie de las paginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la biografía.

Consecuentemente este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.

Latacunga, Octubre del 2014

Quinde Tarco Johanna Maritza.

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS.

AUTORIZACIÓN.

Yo Quinde Tarco Johanna Maritza

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE la publicación, en la biblioteca virtual de la Institución del trabajo “RECONSTRUCCIÓN ESTRUCTURAL DEL EMPENAJE DE LA AERONAVE T206H PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM”, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusividad responsabilidad y autoría.

Latacunga, Octubre del 2014

Quinde Tarco Johanna Maritza.

DEDICATORIA

Dedico este trabajo de grado principalmente a Dios, ya que él me ha regalado la vida y me ha llenado de sabiduría para culminar con éxitos y bendiciones mi carrera.

A mi abuelito Segundo Tarco pese que ya no está físicamente a mi lado fue un pilar muy importante en vida y sé que él estuviera muy orgulloso al verme culminar una meta más en mi vida.

A Roció Tarco y Mario Quinde los padres más maravillosos que Dios me ha otorgado, los cuales me han brindado su gran amor, cariño y apoyo incondicional a los largo de estos años y pese a la distancia han estado conmigo con sus concejos, sus palabras de amor, levantándome el ánimo y no dejándome derrotar.

A mi hermanita Gigi con la cual he compartido mil y un alegrías, travesuras y tristezas.

A mis tíos, tías, primos y primas que han estado al pendiente mío y que a la distancia me han brindado una palabra de aliento.

A mis amigos y amigas en general, que a lo largo de estos años se fueron convirtiendo en mi familia, con quienes he compartido momentos felices y tristes y mutuamente nos hemos dado aliento en esos momentos de soledad.

Johanna Maritza Quinde Tarco.

AGRADECIMIENTO

Al haber concluido una etapa más en mi vida, quiero agradecer a todas aquellas personas que estuvieron apoyándome a lo largo de este proceso.

En primer lugar quiero dar las gracias a mi Dios por otorgarme la salud, la vida, por ser mi compañía a lo largo del camino, darme las fuerzas para culminar con éxito esta etapa, y llenarme de bendiciones.

Agradezco infinitamente a mis padres Mario Quinde y Roció Tarco por el esfuerzo que día a día han hecho por mí, por el apoyo que me han brindado a lo largo del camino, por no permitir que me dé por vencida ante las adversidades y que pese a la distancia nunca me han hecho faltar su gran su amor. De igual manera agradezco a mi hermanita Gigi por el gran apoyo que como hermana me ha brindado a la distancia, con su carisma, sus concejos, sus bromas, sus tristezas y alegrías no ha permitido que decaiga. A Santi por ser ese apoyo incondicional que me brinda día a día.

De una manera muy especial quiero agradecer a la empresa AEROMORONA y quienes la conforman, que me abrieron sus puertas de manera desinteresada, a los capitanes Edwin Ríos y Paúl Cruz por su apoyo y gran acogida que tuvieron hacia mí. Como no agradecer a los señores mecánicos, Don Hectitor Garzón y Don Ramón Gáelas, por sus enseñanzas compartidas, por ser un apoyo incondicional a lo largo de la realización de este trabajo, tanto laboral como moralmente, por enseñarme que todo esfuerzo tiene su recompensa, un infinito gracias por haberme permitido ser parte de ustedes.

También quiero agradecer a mi Universidad de las Fuerzas Armadas y a todos sus profesores que han estado conmigo a lo largo de estos años impartíendome sus enseñanzas.

Johanna Maritza Quinde Tarco.

ÍNDICE DE CONTENIDOS.

CERTIFICADO	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vi
ÍNDICE DE FIGURAS - CAPÍTULO II.....	xi
ÍNDICE DE FIGURAS – CAPÍTULO III.....	xiii
ÍNDICE GENERAL DE TABLAS - CAPÍTULO II.....	xiv
ÍNDICE GENERAL DE TABLAS - CAPÍTULO III.....	xiv
RESUMEN.....	xvi
ABSTRACT.....	xvii

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 ANTECEDENTES.....	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	2
1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.....	3
1.4 OBJETIVOS.....	4
1.4.1 Objetivo General.....	4
1.4.2 Objetivos Específicos.....	4
1.5 ALCANCE.....	4

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 DEFINICIONES BÁSICAS.....	6
2.2 FUNDAMENTOS DE LA AERONAVE.....	11
2.2.1 Historia de Cessna.....	11
2.2.2 Historia del Cessna 206.....	12
2.2.3 El Cessna 206 en la actualidad.....	14
2.2.4 Características técnicas del Cessna T206H.....	15
2.2.5 Especificaciones Técnicas del Cessna T206H.....	16
2.3 EMPENAJE.....	17

2.3.1 Partes de la cola del avión o empenaje.	18
2.3.1.1. Fuselaje empenaje.....	19
2.3.1.2 Estabilizadores.....	20
2.3.1.2.1 Estabilizador vertical.	21
2.3.1.2.2 Estabilizador Horizontal.	22
2.3.1.2.3 Formas del estabilizador.	23
2.3.1.2.4 La Deriva.....	25
2.3.1.3 Timón de profundidad o elevadores.....	26
2.3.1.4 Timón de cola o de dirección (Rudder).	28
2.3.2 Tipos de Empenaje.	29
2.3.2.1 Colas convencionales.	29
2.3.2.2 COLAS ESPECIALES.....	31
2.3.3.3 Otros Tipos de Empenaje.	32
2.3.3 Estructura del Empenaje.....	33
2.3.4 Componentes Estructurales del Empenaje.....	34
2.3.4.1 Elementos estructurales.....	35
2.3.5 Especificaciones del empenaje del Cessna T206H.	36
2.4 REPARACIÓN ESTRUCTURAL.....	37
2.4.1 Clasificación de Reparación.....	38
2.4.1.1 Categoría A (Reparación Permanente).....	39
2.4.1.2 Categoría B (Reparación Provisional).....	39
2.4.1.3 Categoría C (Tiempo limitado de reparación).	39
2.5 DAÑO.	40
2.5.1 Clasificación General del Daño.....	40
2.5.1.1 Daño Permitido.	40
2.5.1.2 Daño Reparable.....	41
2.5.1.3 Reemplazo de la Parte.....	41
2.6 HERRAMIENTA.....	41
2.6.1 Características de las herramientas.....	42
2.6.2 Tipos de Herramientas.....	42
2.6.2.1 Herramientas Manuales.....	42
2.6.2.2 Herramientas Mecánicas.	43

2.6.3 Clasificación de las Herramientas Mecánicas y Manuales.....	44
2.6.3.1 Herramientas de medición.	44
2.6.3.2 Herramienta de Trazado.	46
2.6.3.3 Herramientas de Sujeción.....	47
2.6.3.4 Herramientas de Corte.....	48
2.6.3.5 Herramienta para Limar.	49
2.6.3.6 Herramientas para Perforar.	50
2.6.3.8 Las Herramientas para atornillar y desatornillar.....	52
2.6.4 Herramienta para reparación estructural.	53
2.6.4.1 Clequera.	53
2.6.4.2 Cleco.....	54
2.6.4.2.1 Tamaños y Código de colores de los Clecos.	55
2.6.4.3 Tijeras de hojalatero.	55
2.6.4.3.1 Tipos de Tijeras.	56
2.6.4.4 Taladro Neumático.....	57
2.6.4.5 Brocas.....	57
2.6.4.5.1 Tipos de Brocas para Metales.	58
2.6.4.5.2 Medidas de las brocas.	59
2.6.4.6 Fresadoras para taladro.....	60
2.6.4.7 Avellanadores.	60
2.6.4.7.1 Tipos de Avellanadores.....	61
2.6.4.8 Remachadora.	62
2.6.4.8.1 Tipos de Remachadoras.....	62
2.6.4.9 Buterolas.....	63
2.6.4.10 Aguantadores.....	64
2.6.4.11 Remache.....	65
2.6.4.11.1 Tipos de Remaches.	65
2.6.4.11.2 Remachado.....	69
2.6.4.11.3 Diámetro de los remaches.	69
2.6.4.11.4 Distancia entre remaches.	70
2.7 MATERIALES AERONÁUTICOS.....	71
2.7.1 Elección de los materiales.	72

2.7.2 Materiales Metálicos.	73
2.7.2.1 Acero.....	73
2.7.2.2 Aluminio	74
2.7.2.3 Titanio.	77
2.7.3 Materiales Compuestos.	78
2.7.3.1 Tipos de materiales compuestos.	78
2.7.3.1.1 Fibra de Vidrio.....	78
2.7.3.1.2 Kevlar.....	79
2.7.3.1.3 Fibra de Carbono.....	79

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 PRELIMINARES.	80
3.2 ESTUDIO DE ALTERNATIVAS.	81
3.2.1 Descripción de Alternativas.....	81
3.2.1.1. Primera alternativa.....	81
3.2.1.2 Segunda alternativa.	82
3.2.2 Análisis de la Factibilidad.....	82
3.2.2.1 Primera Alternativa	82
3.2.2.1.1 Ventajas.....	82
3.2.2.1.2 Desventajas.	82
3.2.2.2 Segunda Alternativa.....	83
3.2.2.2.1 Ventajas.....	83
3.2.2.2.2 Desventajas.	83
3.2.3 Estudio de Factibilidad.....	83
3.2.3.1 Aspecto Legal.	84
3.2.3.2 Aspecto Técnico.	84
3.2.3.3 Aspecto Económico.	84
3.2.3.4 Aspecto Complementario.....	85
3.2.4 Matriz de evaluación y decisión.	85
3.2.5 Selección de la mejor alternativa.	86
3.3. DISEÑO.	86
3.3.1 Orden de reconstrucción.....	86

3.3.2 Materiales y herramientas usadas para la reconstrucción.	87
3.3.3 Informe de daños del empenaje.....	88
3.3.4 Desarmado y división del empenaje.	91
3.3.4.1 Análisis de materiales servibles del empenaje.....	92
3.3.5 Desarmado previo a la reparación estructural.	92
3.3.6 Selección del Aluminio para partes de repuesto.	96
3.3.7 Proceso de reconstrucción estructural de los elementos.....	97
3.3.7.1 Proceso de reconstrucción estructural de las costillas.....	97
3.3.7.2 Proceso de reconstrucción estructural de las pieles	99
3.3.8 El remachado en el proceso de reconstrucción estructural.....	100
3.3.8.1 Identificación del material de remaches.	100
3.3.8.2 Sustitución de remaches de aleación de aluminio.	100
3.3.8.3 Sustitución de remaches por otros.....	100
3.3.8.4 Distancia de los remaches.....	101
3.3.8.5 Colocación de remaches.....	101
3.3.8.6 Patrones de remachado nuevo y reformado.	101
3.3.9 Pedido de elementos estructurales del empenaje por (IPC).	102
3.3.10 Reconstrucción estructural de las partes del empenaje.....	103
3.3.10.1 Reconstrucción estructural sección Estabilizador H.	104
3.3.10.2 Reconstrucción estructural sección Estabilizador V.....	107
3.3.10.3 Reconstrucción estructural sección Cono de cola.	108
3.3.11 Tratamientos de corrosión.	112
3.3.11.1 Tratamiento de corrosión en la sección de cola.....	112
3.3.11.2 Tratamientos de corrosión en la sección de elevadores.	113
3.3.12 Aplicación de Ensayos No Destructivos (N.D.T).	114
3.3.12.1 Inspección Visual.	114
3.3.12.2 Líquidos Penetrantes.	116
3.3.13 Instalación de los estabilizadores y timones.	118
3.3.13.1 Instalación del estabilizador horizontal y los elevadores.....	118
3.3.13.2 Instalación del estabilizador vertical y Aleta Rudder	119
3.3.14 Limpieza del Empenaje.....	121

3.3.15 Diagramas de procesos.	122
3.3.15.1 Diagrama de procesos para el desarmado y división	123
3.3.15.2 Diagrama de procesos para el desmantelamiento.	124
3.3.15.3 Diagrama de proceso de reconstrucción estructural.	125
3.3.15.4 Diagrama de procesos de la reconstrucción estructural.	127
3.3.15.5 Diagrama de procesos de instalación.	128
3.3.15.6 Diagrama de procesos de limpieza del empenaje.	129
3.3.15.7 Diagramas generales de la reparación estructural del empenaje.	130
3.3.16 Análisis de Resultados.	131
3.3.17 Presupuesto.	132
3.3.17.1 Análisis de costos.	132
3.3.18 Costos Primarios.	133
3.3.18.1 Costo de materiales.	133
3.3.18.2 Costo por mano de obra.	134
3.3.18.3 Total Costos Primarios.	134
3.3.19 Costos secundarios.	134
3.3.19.1 Tabla resumida del total de costos secundarios.	134
3.3.20 Costo total del proyecto de grado.	135

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones.	136
4.2 Recomendaciones.	137
GLOSARIO DE TÉRMINOS.	138
ABREVIATURAS	140
BIBLIOGRAFÍA.	141

ÍNDICE DE FIGURAS - CAPÍTULO II

Figura 2.1: Tres vistas del Cessna T206H.	15
Figura 2 2: Partes de la Cola del Avión.	18
Figura 2.3: Estructura del Empenaje.	20
Figura 2.4: Estabilizador Vertical y estabilidad direccional.	22
Figura 2.5: Estabilizador Horizontal.	23

Figura 2.6: Estabilizador en V.....	24
Figura 2.7: Estabilizador en T.....	24
Figura 2.8: Estabilizador en Cruz.....	25
Figura 2.9: Deriva	26
Figura 2.10: Timón de Profundidad.....	27
Figura 2.11: Timón de dirección.....	29
Figura 2.12: Cola Clásica.....	29
Figura 2.13: Cola Alta o en T.....	30
Figura 2.14: Cola Cruciforme.....	30
Figura 2.15: Cola en V.....	31
Figura 2.16: Cola en H.....	32
Figura 2.17: Cola Doble.....	32
Figura 2.18: Cola en Y.....	33
Figura 2.19: Componentes estructurales del Empenaje.....	35
Figura 2.20: Icono de herramienta.....	41
Figura 2.21: Variedad de Herramienta Manuales.....	43
Figura 2.22: Herramienta Manual Neumática. (Remachadora y Taladro)....	43
Figura 2.23: Clasificación de Herramientas.....	44
Figura 2.24: Kit de herramientas básicas para el ensamblaje.....	53
Figura 2 25: Clequera.....	54
Figura 2 26: Clecos.....	54
Figura 2.27: Tijera de Hojalatero.....	56
Figura 2.28: Taladro Neumático.....	57
Figura 2 29: Barra de Taladro.....	58
Figura 2.30: Tipos de brocas.....	59
Figura 2.31: Tamaños de las brocas.....	59
Figura 2.32: Fresadoras.....	60
Figura 2.33: Avellanadores.....	60
Figura 2 34: Tipos de Avellanadores.....	61
Figura 2.35: Remachadora Manual.....	62
Figura 2.36: Remachadora tipo acordeón.....	62
Figura 2.37: Remachadoras Neumáticas.....	63

Figura 2.38: Tipos de Buterolas.....	64
Figura 2.39: Tipos de aguantadores.	64
Figura 2.40: Remaches.....	65
Figura 2.41: Tipos de Remache.....	67
Figura 2.42: Tipos de remaches especiales.	68
Figura 2.43: Remachado.	69
Figura 2.44: Separación mínima entre remaches.	70
Figura 2.45: Paso e intervalo.	70
Figura 2.46: Esfuerzo cortante a que se encuentra sometido.....	71
Figura 2.47: láminas de Acero.	73
Figura 2.48: Láminas de Aluminio.....	75
Figura 2.49: Láminas de Aleación de Titanio.....	77
Figura 2 50: Fibra de Vidrio.	78
Figura 2.51: Fibra de Kevlar	79
Figura 2.52: Fibra de Carbono.....	79

ÍNDICE DE FIGURAS – CAPÍTULO III

Figura 3.1: Empenaje del Cessna T206H.....	81
Figura 3.2: Grafico de análisis.	86
Figura 3.3: Cono de cola (Tailcone).....	89
Figura 3.4: Estabilizador Vertical.	89
Figura 3.5: Estabilizador Horizontal.	89
Figura 3.6: Timón de profundidad o Elevadores RH y LH.....	90
Figura 3.7: Timón de Profundidad o aleta Rudder.	90
Figura 3.8: Separación del tailcone del fuselaje de la aeronave.....	91
Figura 3.9: Desarmado y división del empenaje.	92
Figura 3.10: Taladrado sobre los remaches.	94
Figura 3.11: Esqueleto Tailcone.	95
Figura 3.12: Piel y elementos estructurales, extraídos del Empenaje.....	95
Figura 3.13: Costilla reconstruida.	98
Figura 3.14: Proceso de reconstrucción de la piel.	99
Figura 3.15: Ilustración del pedido en el IPC.	103
Figura 3.16: Herramientas para el uso en la reparación estructural.	104

Figura 3.17: Armado estructural de los elevadores RH y LH.	105
Figura 3.18: TRAILING EDGE ASSY RH.	106
Figura 3.19: TIP STABILIZER.....	106
Figura 3.20: Estabilizador Vertical del Cessna T206H.....	108
Figura 3.21: Remachado de los refuerzos de los canales.	110
Figura 3.22: Armado estructural de la cola.	110
Figura 3.23: Barroladora.	111
Figura 3.24: Remachado.	112
Figura 3.25: Detección de fallas en el Tailcone (Cono de cola).....	115
Figura 3.26: Aplicación de líquidos penetrantes.	117
Figura 3.27: Instalación del estabilizador Horizontal.....	118
Figura 3.28: Torques.....	120
Figura 3.29: Shampoo de Aviación.	121
Figura 3.30: Simbología de un diagrama de procesos.....	122

ÍNDICE GENERAL DE TABLAS - CAPÍTULO II

Tabla 2.1	16
Tabla 2.2.....	36
Tabla 2.3.....	45
Tabla 2.4.....	46
Tabla 2.5.....	47
Tabla 2.6.....	48
Tabla 2.7.....	49
Tabla 2.8.....	50
Tabla 2.9.....	51
Tabla 2.10.....	52
Tabla 2.11.....	55
Tabla 2.12.....	56

ÍNDICE GENERAL DE TABLAS - CAPÍTULO III

Tabla 3.1	85
Tabla 3.2.....	87
Tabla 3.3.....	88
Tabla 3.4.....	88

Tabla 3.5.....	102
Tabla 3.6.....	118
Tabla 3.7.....	119
Tabla 3.8.....	120
Tabla 3.9.....	120
Tabla 3.10.....	123
Tabla 3.11.....	125
Tabla 3.12.....	126
Tabla 3.13.....	127
Tabla 3.14.....	128
Tabla 3.15.....	129
Tabla 3.16.....	130

RESUMEN

La **reconstrucción estructural** del **empenaje** de la aeronave T206H, que pertenece a la compañía AEROMORONA CIA. Ltda.-SAM, tiene como finalidad contribuir en la **rehabilitación** de la aeronave en su totalidad, permitiendo un beneficio tanto para la empresa como a mí en el campo profesional.

En primer lugar en el proyecto, podemos encontrar, temas simples pero básicos para un mejor entendimiento y desenvolvimiento del trabajo como son: las partes del empenaje, elementos estructurales, tipos de empenaje, etc.

En este trabajo se detalla los **procesos**, métodos y/o pasos que se deben seguir para una adecuada reconstrucción estructural, encontrando así conceptos básicos sobre los mismos, los cuales ayudan a proveer la información necesaria para el desarrollo del trabajo, como por ejemplo: el remachado, así aplicándolas.

También se puede hallar temas variados de suma importancia, que contribuyen a su ejecución como son: la operación y descripción de ciertas herramientas, materiales y máquinas que se utilizan en la elaboración del proyecto.

Se detalla también uno a uno los pasos, procesos y métodos que se emplean en el desarrollo de la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave T206H, dando el seguimiento continuo a la realización de este proyecto hasta su culminación, para llegar a obtener un resultado positivo.

Para la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave T206H, se tomará como referencia los **manuales** técnicos del fabricante CESSNA como son: El Manual de Mantenimiento N.206HMM18, el Manual de Partes N.206PM17, y el AC43-13, los manuales enunciados cuentan con las referencias técnicas, para poder realizar la rehabilitación con todo éxito.

Palabras Claves: RECONSTRUCCIÓN ESTRUCTURAL, REHABILITACIÓN, PROCESOS, MANUALES, EMPENAJE.

ABSTRACT

The structural reconstruction of the tail of the T206H aircraft belonging to the company AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM, aims to contribute to the rehabilitation of the aircraft in its entirety, allowing a benefit to both the company and myself in the professional field.

First on the project, we can find simple but basic issues for better understanding and development work such as: the parts of the empennage, structural elements, types of empennage, etc.

In this work the processes, methods and / or steps that must be followed for proper structural reconstruction and finding basics about them, which help provide the information necessary for the development of work, such as detailed: the riveting.

You can also find many important issues that contribute to its implementation such as: operation and description of certain tools, materials and equipment used in the preparation of the project.

It also details one by one the steps, processes and methods used in the development of structural reconstruction of the tail of the T206H aircraft, giving the continuous monitoring of this project to completion, to reach a positive outcome.

For structural reconstruction of the tail of the T206H aircraft, shall refer to the manufacturer's technical manuals as CESSNA are: N.206HMM18 Maintenance Manual, Parts Manual N.206PM17, and AC43-13, manual feature set with technical references to perform the rehabilitation success.

Keywords: STRUCTURAL RECONSTRUCTION, REHABILITATION PROCESS, MANUAL, EMPENNAGE.

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 ANTECEDENTES.

El desarrollo y la aplicación de nuevas herramientas, técnicas, métodos, procedimientos y equipos en el ámbito de la aviación han permitido obtener trabajos de mantenimiento de una manera más eficaz, eficiente y segura, permitiendo que los técnicos y personas relacionadas con la aviación se encaminen por el avance, realizando proyectos los cuales involucren la mejora continua para un mayor desenvolvimiento de su capacidad laboral.

Por la trascendencia e importancia que genera el campo se han desarrollado trabajos como:

La habilitación de la carretilla para mover cargas al avión K-Fir ubicado en el hangar de aviones militares del ala N° 12, del Cbos. Herrera Cárdenas Darío Javier desarrollada en el Año 2002.

Conclusión en el escuadrón K-Fir de aviones militares del ala N° 12 cuenta con la carretilla para levantar cajas de municiones, bombas y el tanque de combustible interno se encontraba inoperativa y/o cumplía con sus funciones establecidas.

Por lo ya dicho y por la necesidad de mejorar nuestro desempeño en el campo laboral se llevará a cabo la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave Cessna T206H perteneciente a la compañía AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

La compañía AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM, con sede en la ciudad de Macas está dedicada al transporte de pasajeros y carga, entre comunidades de la región: Achuar y Shuar, se encuentra certificada bajo la RDAC 91N (Vuelos de Servicios Comunitarios).

Actualmente la Compañía cuenta con tres aeronaves CESSNA T206H; dos operativas y una que sufrió un accidente el 31 de octubre del 2012.

La Aeronave accidentada de fabricación Americana CESSNA modelo T206H operada por AEROMORONA con un total de 7250 horas, con fecha 31 de Octubre del 2012 se prepara para realizar un vuelo en la ruta Macas-Kanusa-Macas, en el que sufre un desperfecto mecánico interno del motor en el tramo 24 de Mayo, impactándose contra el terreno con el tren de aterrizaje de nariz para luego arrastrarse unos 10 metros, dañándose ciertos sistemas y secciones estructurales de la aeronave.

Dando origen a:

- Pérdida de ingresos a la compañía.
- Pérdida de clientes.

Por lo expuesto es necesaria la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave Cessna T206H perteneciente a la compañía AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM, contribuyendo así a la rehabilitación total de esta aeronave.

1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.

Actualmente en la ciudad de Macas podemos encontrar un notable número de compañías de transporte de pasajeros y carga, similares a los de AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM, por lo que es necesario que cuente con una flota de aeronaves operativas y seguras, que permitan:

- Incrementar ingresos a la empresa.
- Ganar nuevos clientes.
- Obtener una aeronave altamente funcional y operativa.

La compañía AEROMORA CIA. LTDA.-SAM, obtendrá un gran beneficio ya que al realizar la rehabilitación de la aeronave anteriormente mencionada, mejorará en su productividad y así prestará un mejor servicio hacia su clientela y pilotos ya que estos contarán con una aeronave segura.

Al realizar este trabajo se permitirá lograr obtener la certificación de la Dirección de Aviación Civil (DAC) la cual permitirá que la compañía logre libre operación con dicha aeronave.

Como resultado de este tipo de proyectos se me permitirá obtener un conocimiento significativo en el ámbito de la aviación y a su vez desarrollar un mejor desenvolvimiento laboral en el campo de la aviación poniendo en práctica los conocimientos adquiridos en el transcurso de mi formación académica en la Unidad de Gestión de Tecnologías (UTG), logrando darle un incremento de prestigio con lo que se refiere a su formación académica.

Por lo ya dicho es necesario realizar el trabajo de reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave Cessna T206H perteneciente a la compañía AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM, para contribuir con la rehabilitación para su futuro funcionamiento.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 Objetivo General.

Reparar estructuralmente el empenaje de la aeronave CESSNA T206H, que permita la rehabilitación total de esta misma, para la compañía AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM, y obtener un servicio de calidad para su usuarios.

1.4.2 Objetivos Específicos.

- Evaluar la situación actual de los daños estructurales de la aeronave T206H accidentada para proseguir a su rehabilitación.
- Recopilar información para facilitar el desarrollo del trabajo de reparación estructural y así lograr obtener un mejor resultado en la rehabilitación de la aeronave.
- Identificar las partes afectadas para realizar las adquisiciones de los miembros principales, para aplicarla en la rehabilitación estructural del empenaje de la aeronave CESSNA T206H, y así lograr obtener óptimos resultados.
- Realizar la reparación estructural de la sección de cola mediante la utilización de manuales técnicos.
- Establecer la fiabilidad y factibilidad de la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave CESSNA T206H.

1.5 ALCANCE.

El siguiente trabajo de investigación está encaminado a obtener amplios conocimientos en el área estructural, que permitan relacionar la enseñanza adquirida en las aulas con lo práctico, así logrando conocer con mayor exactitud lo que es una reparación estructural y lo que ella conlleva, a obtener en lo personal experiencia laboral en el área de estructuras.

De esta manera también se busca llegar a obtener interés, tanto de los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías, como de la comunidad o personas ajenas que estén interesados en lo que tiene que ver con estructuras.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 DEFINICIONES BÁSICAS.

Aeronave: Toda máquina construida para sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones de la misma contra la superficie de la tierra.

Aeronavegabilidad: Aptitud técnica y legal que debería tener una aeronave para su utilización en condiciones de operación segura.

Aeronavegabilidad continuada: Procedimientos y acciones que tienden a mantener la aeronavegabilidad de una aeronave en forma permanente.

Catálogos de piezas ilustrados (IPC): En documentaciones para mantenimiento se utilizan ilustraciones y listas de piezas en las que la información suministrada tiene por objeto facilitar la identificación de piezas, las secuencias de montaje e indicar las condiciones de suministro de repuesto.

Estos catálogos se dividen en capítulos correspondientes a los distintos sistemas generalmente de acuerdo con la codificación ATA.

Certificar: Asumir la responsabilidad por la ejecución de determinados trabajos, de conformidad con las mejores prácticas técnicas y las condiciones reglamentarias.

Certificado Tipo (TC): Es el documento expedido por un Estado contratante para definir el diseño de un tipo de aeronave y certificar que dicho diseño satisface los requisitos pertinentes de Aeronavegabilidad del Estado.

El Certificado Tipo origina los siguientes documentos:

- Hoja de Especificación;
- Manual de Vuelo Aprobado;
- Certificado de Aeronavegabilidad; y
- Manuales de Mantenimiento.

Certificado Tipo Suplementario (STC): Documento mediante el cual se modifica un Certificado Tipo. Lo emite el Estado que lo modifica.

Corrosión: Es el ataque destructivo de un metal por reacción química o electroquímica con su medio ambiente.

Datos técnicos aprobados: En relación a la aeronavegabilidad:

- Cualquier requisito, procedimiento.
- Directiva de Aeronavegabilidad.
- Directiva Operacional o información publicada por el fabricante.
- Cualquier dato técnico publicado por el titular de un Certificado
- Cualquier estándar internacional reconocido por la AAC.

Estructura de aeronaves: Significa el fuselaje, con sus componentes (largueros, larguerillos, costillas, mamparos, nacelas, etc.);

Las superficies aerodinámicas (incluyendo rotores, pero excluyendo hélices y planos aerodinámicos, rotativos de motores) y tren de aterrizaje con sus accesorios y controles.

Falla: Defecto de un dispositivo que le impide actuar del modo requerido dentro de una gama determinada de condiciones ambientales.

Fatiga: La fatiga es el proceso de cambio estructural permanente, progresivo y localizado que ocurre en un material sujeto a tensiones y deformaciones variables en algún punto o puntos y que produce grietas o la fractura completa tras un número suficiente de fluctuaciones.

Mantenimiento: Ejecución de los trabajos técnicos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas:

- Reacondicionamiento;
- Inspección;
- Reemplazo de piezas;
- Rectificación de defectos; e
- Incorporación de una modificación o reparación.

Manual: Se denomina manual a toda guía de instrucciones que sirve para el uso de un dispositivo, la corrección de problemas o el establecimiento de procedimientos de trabajo. Los manuales son de enorme relevancia a la hora de transmitir información que sirva a las personas a desenvolverse en una situación determinada.

Manual de mantenimiento: Un manual de mantenimiento describe las normas que se utilizan en una empresa para efectuar la función de mantenimiento. Dicho manual eleva el papel del mantenimiento a un lugar muy importante de la organización, cuando los procesos se encuentran ordenados y son llevados a cabo de una manera satisfactoria.

Manual de estándar de reparación: Es en cual se puede encontrar mayor información detallada de alguna parte o componente, esto es cuando no este lo suficiente claro en ATA 51.

Método recomendado: Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera conveniente por razones de seguridad, regularidad o eficiencia de la navegación aérea internacional, y a la cual, de acuerdo con el convenio sobre aviación civil internacional, tratarán de ajustarse los Estados contratantes.

Modificación: Sustituir alguna parte, componente o dispositivo de una aeronave por otra parte aprobada de diferente tipo, que no sea parte del diseño de tipo original de la aeronave, tal como está descrito en las especificaciones de la misma.

Norma: Toda norma, regulación, requisito, procedimiento o sistema característico promulgado por la AAC, cuya obediencia es reconocida como necesaria en interés de la seguridad, regularidad o eficiencia de la aeronavegabilidad

Orden Técnica Estándar (TSO): Un TSO, establece especificaciones o estándares mínimos emitidos por la autoridad para materiales, partes, procesos y componentes específicos, utilizados en aeronaves civiles

Reparación: Restauración de un producto aeronáutico a su condición de aeronavegabilidad para asegurar que la aeronave sigue satisfaciendo los aspectos de diseño que corresponden a los requisitos de aeronavegabilidad aplicados para expedir el Certificado Tipo para el tipo de aeronave correspondiente, cuando ésta haya sufrido daños o desgaste por el uso.

Revisiones de las normas de evaluación de las reparaciones: Si el programa de mantenimiento o inspección propuesto modifica alguna de las normas de evaluación de las reparaciones aprobadas por la autoridad de diseño, la propuesta debería ser presentada a la AAC.

Reparaciones existentes. El proceso de evaluación de las reparaciones debería completarse en conformidad con el cronograma especificado en las normas de evaluación de reparaciones correspondientes a cada uno de los aviones afectados.

Las reparaciones estructurales ordenadas por directivas de aeronavegabilidad (ADs) no siempre contienen las instrucciones para futuras inspecciones suplementarias. Si la evaluación de reparaciones establece un requerimiento de inspecciones suplementarias que no exista en la ADs, no se requiere que el operador y/o explotador obtenga un método alternativo de cumplimiento para llevar a cabo esas inspecciones. No obstante, se requerirá del operador y/o explotador que obtenga un AMOC si se modifica la reparación.

Reparaciones nuevas. A menos que las reparaciones nuevas se realicen de acuerdo a los manuales de reparación estructural u otro método equivalente que incorpore métodos de diseño y evaluación de tolerancia al daño, el operador y/o explotador debería establecer un medio dentro del programa de mantenimiento o inspección para evaluar las reparaciones nuevas utilizando las normas de evaluación de reparaciones aprobadas por la AAC.

Una evaluación estructural de dos etapas y un proceso de aprobación de la AAC, descrita en la CA 25.1529-1 (instrucciones para la aeronavegabilidad continuada de las reparaciones estructurales en aviones de transporte) es un método aceptable de evaluar los requerimientos de tolerancia al daño de las reparaciones nuevas.

Structural repair manual (SRM): Es un manual de reparación estructural amparado en datos técnicos previamente aprobados, que proporciona información pertinente de todo el conjunto estructural, el cual ha sido dividido en secciones para facilitar la retroalimentación de la información y su uso es para el operador.

Además permite preservar con muy altos estándares de calidad, la vida útil de la estructura. Sin alterar los datos técnicos aprobados por el fabricante y evitar fallas catastróficas debido a fatigas, corrosión o daños accidentales.

2.2 FUNDAMENTOS DE LA AERONAVE.

2.2.1 Historia de Cessna.

La compañía nació en junio de 1911, cuando un granjero de Rago, Kansas, llamado Clyde Cessna construyó su primer avión, un monoplano tipo Bleriot propulsado por un motor Elbridge de 60 cv.

En febrero de 1925 Cessna se asoció con Lloyd Stearman y Walter Beech para formar la compañía, Travel Air Manufacturing Company, y allí se mantuvo hasta septiembre de 1927, la Cessna-Roos Aircraft Company, convertida en Cessna dos meses más tarde, tras la marcha de Roos.

El primer diseño de Cessna producido en serie fue el Cessna Modelo A, que encabezó una larga e inmensamente popular serie de monoplanos de ala alta que se ha perdurado hasta hace bien poco en la gama de monomotores de Cessna.

Por otro lado, Cessna construyó su primer bimotor ligero en 1939, un transporte comercial de cinco plazas denominado Cessna Modelo T-50.

Tras el final de la segunda Guerra Mundial, Cessna creó el Cessna 170, que, junto con su variante, el Modelo 172, se convirtió en el modelo de avión ligero más producido en la historia de la aviación.

Cessna fue comprada por General Dynamics en 1985, y por Textron en 1992.

Cessna Company se encuentra ubicada en Wichita, Kansas, Estados Unidos.

2.2.2 Historia del Cessna 206.

Esta línea de aviones nació como una versión agrandada del Cessna 182; El primero de la serie fue el Cessna 205, que se fabricó desde el año 1962 hasta 1964 cuando fue reemplazado por el Cessna 206.

El Cessna 206, de mayor tamaño y potencia que el 205, fue ofrecido en dos versiones: el P206 Súper Skylane y el U206 Súper Skywagon.

La versión P206, P de personalizado, fue diseñada para transportar pasajeros, sin puerta de carga, con interior de lujo y las barquillas de las ruedas con forma aerodinámica.

El modelo original de 1964 era el U206, equipado con un motor Continental IO-520-F de 212 kW (285 hp) y cuya "U" del nombre se refería a su "utilidad".

Este modelo contaba con puerta en el lado del piloto así como con una escotilla en forma de concha de almeja para dar servicio a las 2 plazas traseras, lo que también permitía la carga de materiales voluminosos.

Hubo una versión turbo TU206 equipada con el motor Continental TSIO-520-C de también 212 kW (285 hp).

Se actualizaron las motorizaciones tanto del U206, que pasó a montar un Continental IO-520-F de 224 kW (300 hp), como la del TU206, cambiada por un TSIO-520-M de 231 kW (310 hp).

En 1969 dejó de fabricarse el modelo P206 y se eliminó el prefijo Súper del Súper Skywagon y en 1971 el modelo comenzó a ser fabricado como U206F Stationair, con una nueva hélice de 3 palas. También apareció la versión T206A equipada con un motor Continental con turbocargador.

Otras variantes desarrolladas por otras empresas incluyeron una versión con turbohélice realizada por la empresa Soloy y una versión STOL desarrollada por la firma Robertson.

La producción del Cessna 206 terminó en 1985. Después de un paréntesis de producción de alrededor de doce años Cessna comenzó a fabricar una nueva versión de la venerable 206 en 1998, con la introducción de la nueva 206H certificada.

El modelo "H" es generalmente similar a la configuración anterior U206, con la puerta del piloto y la misma entrada de cola para las plazas medias y traseras. La "H" se comercializa bajo el nombre de "Stationair".

El 206H está propulsado por un motor Lycoming IO-540-AC1A motor que produce 300 caballos de fuerza (220 kW); El T206H turbo es alimentado por un motor Lycoming TSIO-540-AJ1A motor de 310 caballos de fuerza (230 kW)¹.

A pesar de que el Cessna 206H está certificado como un avión de seis plazas en su país de origen, el regulador de la aviación de Canadá, Transport Canada sólo ha certificado que pueda cumplir con cinco plazas en Canadá , esto es debido a las preocupaciones sobre la salida de pasajeros a través de la puerta trasera de la cubierta con los flaps extendidos.

¹ Aircraft Bluebook Primavera 2006 Edición Penton Media, Overland Park, KS EE.UU.

Cessna abordado una parte de este problema desde el principio, después de que un avión de pruebas de vuelo fue dañado cuando el piloto extendió los flaps durante el rodaje, y su pasajero tenía la puerta abierta de la cubierta de ventilación ya que era un día caluroso de verano. Un interruptor está en el circuito de actuación de la aleta que deshabilita los flaps cuando las puertas estaban abiertas. La otra parte del problema es que si los flaps ya están abajo, el pasajero debe realizar el procedimiento complicado de abrir la parte delantera en la medida de lo posible, a continuación abrirá la puerta trasera, esto entonces da suficiente espacio para abrir la parte posterior de la puerta.

A finales de 2004 había producido Cessna 221 y 505 206Hs T206Hs, para una producción total de 726 modelos "H". Tanto el 206H y el T206H siguen en producción.

2.2.3 El Cessna 206 en la actualidad.

El 206 es el tercer monomotor Cessna que retornó a la producción en la nueva planta de la compañía en Independence, Kansas (Estados Unidos).

Se ofrece en dos versiones, el 206H Stationair y el T206H Turbo Stationair con turbocargador.

El T206H voló por primera vez el 6 de agosto de 1996, propulsado por un motor Lycoming TIO-580, mientras que el 206H, propulsado por un Lycoming IO-580 lo siguió el 6 de noviembre. La decisión de cambiar los motores por los IO-540 y TIO-540, se debió a problemas de confiabilidad en los motores anteriores, provocando la demora en la producción 10 meses.

El Cessna 206H fue certificado el 9 de setiembre de 1998 y el T206H el 1 de octubre del mismo año.

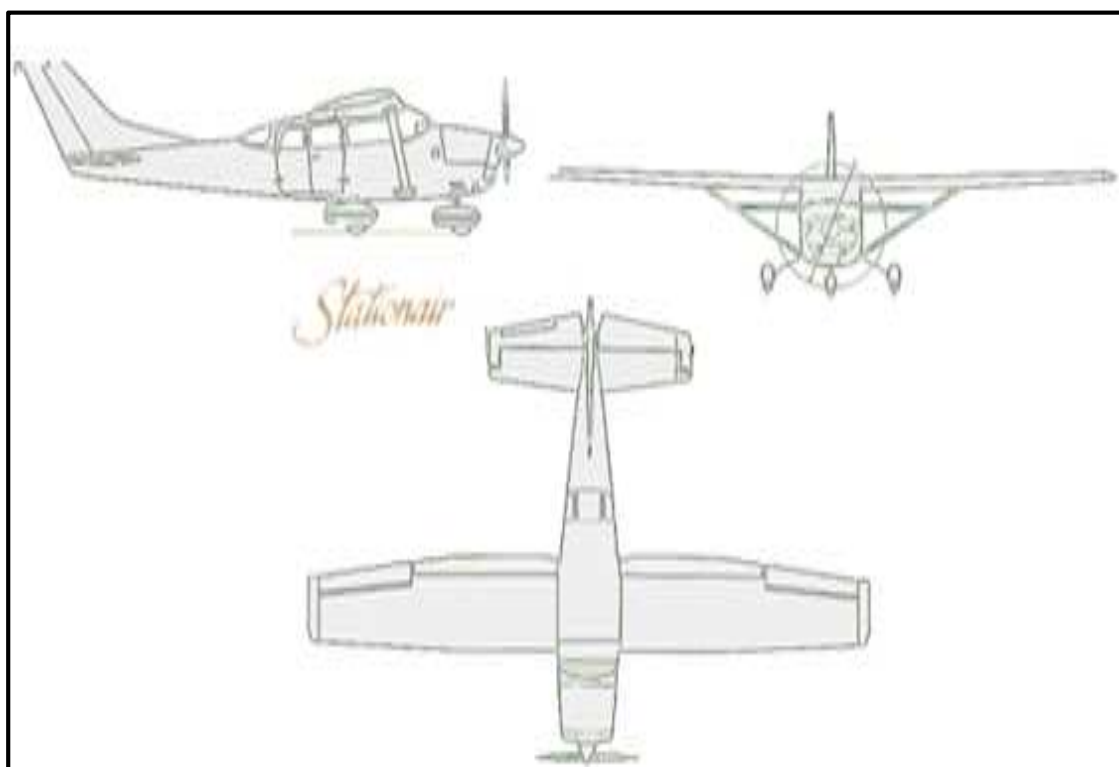


Figura 2.1: Tres vistas del Cessna T206H

2.2.4 Características técnicas del Cessna T206H.

El modelo CESSNA T206H es producido con un Certificado Tipo A4CE, de fuselaje SEMIMONOCASCO con capacidad para 6 pasajeros o 900 libras de carga (405kgr), con un techo hasta 27.000 pies de altura, cuenta con un sistema de Oxígeno, con un sistema de aviónica y comunicación de última generación, propulsado por un motor LYCOMING modelo TIO-540-AJ1A de 310 HP turbo cargado, una Hélice Mccauley modelo B3D36C432C de tres palas de paso variable equipado con sistema Anti Ice.

2.2.5 Especificaciones Técnicas del Cessna T206H.

Tabla 2.1

Especificaciones Técnicas.

ESPECIFICACIONES TECNICAS TURBOSTATIONAIR T206H	
DIMENSIONES.	
Altura Total	9'3,5" (2,83 m)
Largo Total	28'3" (8,61 m)
Envergadura	36'0" (10,97 m)
Altura de la cabina	49,5" (1,26m)
Largo de la cabina	145" (3,68 m)
Ancho de la cabina	44" (1,12 m)
Superficie alar	174 ft ² (16,2 m ²)
PESOS Y CAPACIDADES	
Peso máximo en el despegue	3.617 lbs (1.641 kg)
Máxima carga útil	1.324 lbs (601 kg)
Peso vacío estándar	2.293 lbs (1.040 kg)
Capacidad para equipaje	180 lbs (82 kg)
Capacidad total del combustible utilizable	88 gal (333 L)
Pasajeros (incluyendo el piloto)	6
DESEMPEÑO	
Velocidad máxima	"@ 17.000 pies, 178 nudos"
Velocidad normal de crucero	75% @20.000 pies, 164 nudos
Autonomía máxima	45% @10.000 pies, 713 nm (1.320 km)
Techo de vuelo	27.000 pies (8.230 m)
Despegue / Largo de pista	910 pies (277 m)
Distancia total sobre obstáculo de 50pies	1.740 pies (530 m)
Velocidad de ascenso (Nivel del Mar)	1.050 ppm (320 mpm)
GRUPO MOTOR	
Motor	Lycoming TIO-540-AJ1A
Caballos de fuerza	310 BHP @2.500 RPM
Potencia	11,6 lb/hp (5,3 kg/hp)
Hélice	Vel. Constante de 3 aspas, 79 pulg. 2,0 mts.

2.3 EMPENAJE.

Se denomina empenaje a la parte posterior de un avión que contiene la mayoría de las superficies que dan el control de la dirección del avión cuando está volando, en el suelen estar situados los sistemas que son el estabilizador vertical, el timón y el estabilizador horizontal que permiten controlar el rumbo y además proporcionan estabilidad al avión.

El empenaje es llamado también sección de cola que consiste de un cono de cola, superficies fijas y superficies móviles; El cono de cola sirve para cerrar y aerodinamizar el extremo del fuselaje, se compone de miembros estructurales como los del fuselaje, sin embargo, los conos son ligeramente más livianos puesto que reciben menos tensión que el fuselaje. Otros componentes típicos del empenaje son de una construcción más pesada que el cono de cola, estos miembros incluyen superficies fijas que ayudan a estabilizar al avión y superficies móviles que ayudan a dirigir el vuelo del avión.

A la superficie móvil horizontal del empenaje de cola se le llama timón de profundidad o elevador que permite controlar el movimiento de cabeceo haciendo girar el avión sobre el eje transversal subiendo o bajando el morro, a la superficie móvil vertical se le llama timón de dirección que permite controlar el movimiento de guiñada de forma que el avión gire sobre el eje vertical, se usa en combinación con los alerones, es decir, controlando también el alabeo.

En algunos modelos existen dos superficies verticales y por tanto dos timones de dirección.

En ocasiones se sustituyen las superficies horizontales y verticales por un empenaje inclinado, que combina ambas funciones de dirección y profundidad en un único dispositivo.

La importancia aerodinámica de la cola es elevada pues su forma define el tipo de desprendimiento que nos podemos encontrar en el avión en la zona trasera.

El fuselaje trasero es una estructura que presenta dos dificultades fundamentales. La primera de ellas es el mamparo de presión, que es una "pared" que separa la zona presurizada del fuselaje de la no presurizada. La segunda consiste en la cantidad de sistemas que aloja y que lo atraviesan.

2.3.1 Partes de la cola del avión o empenaje.

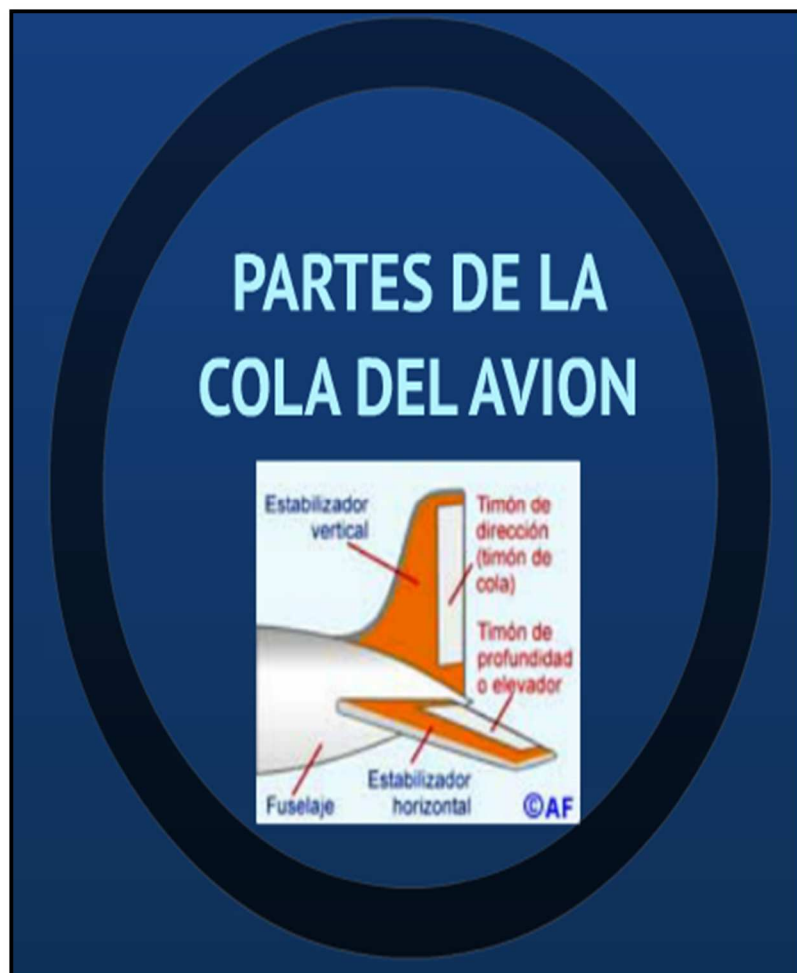


Figura 2 2: Partes de la Cola del Avión.

2.3.1.1. Fuselaje empenaje

En la construcción del empenaje se está usando gran variedad de configuraciones: timones de dirección y derivas simples, ángulos rectos respecto de los elevadores y estabilizadores horizontales con dos o más derivas y timones de dirección, los cuales están colocados paralelamente unos a otros a cierta distancia de separación y perpendiculares a un gran elevador y superficie estabilizadora horizontal.

Teniendo por otra parte una o más de las derivas, el timón de dirección y las superficies horizontales inclinadas hacia arriba en la sección exterior más conocida como diedro.

En algunos modelos, en lugar de llevar el fuselaje hasta la cola, hay unas conexiones gemelas que unen el empenaje a las alas y al fuselaje.

Una construcción utilizada recientemente, en un modelo popular para vuelo privado, es la de la cola de mariposa, en la que los dos lados de la cola están colocados en ángulo de 60° a 90° , formando una V.

Cuando las dos partes posteriores movibles de la cola se mueven en la misma dirección, hacia arriba, por ejemplo, actuarán como elevadores; cuando trabajan en direcciones opuestas, la izquierda hacia arriba y la derecha hacia abajo, por ejemplo, funcionarán como un timón, haciendo que el avión gire.

Este tipo de construcción aligera el peso del avión en comparación con el conjunto de cola que posee deriva y estabilizador horizontal, así como las superficies de los timones de dirección y de profundidad y, por otra parte, presenta menos superficie al flujo del aire.

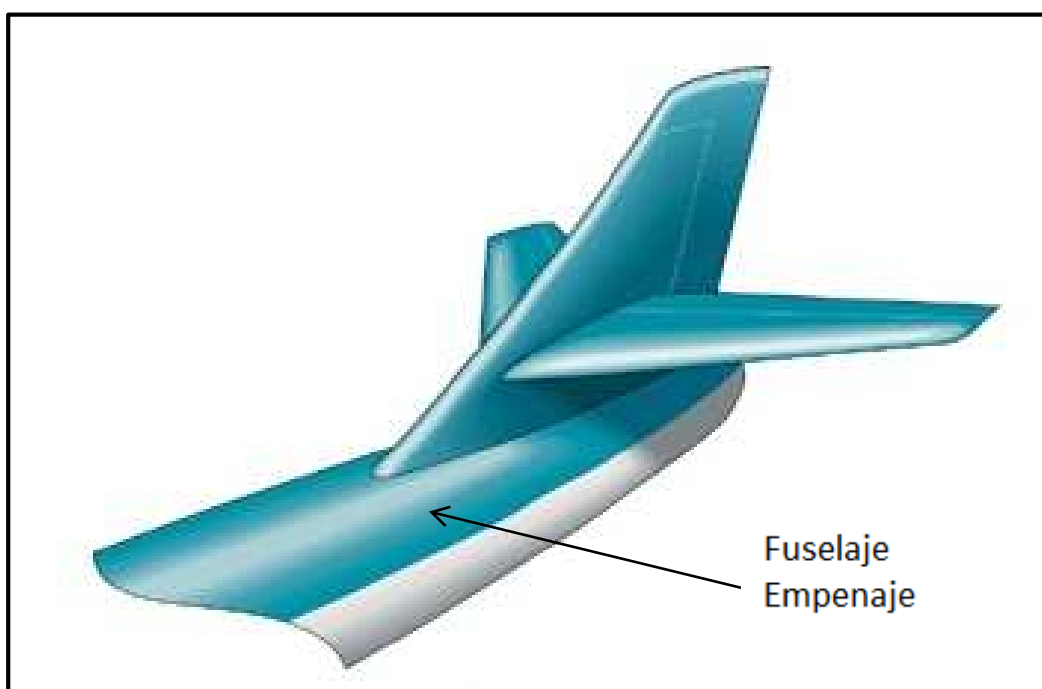


Figura 2.3: Estructura del Empenaje.

2.3.1.2 Estabilizadores.

Los estabilizadores son elementos, generalmente situados en la parte posterior del avión, que aseguran la estabilidad y confort del vuelo, permitiendo además su control.

Su construcción es muy similar a la usada en las alas, mediante el uso de largueros, costillas, larguerillos y revestimientos.

Las cargas en los estabilizadores son soportadas y transmitidas de la misma manera que en un ala, flexión, torsión y cortadura, creadas por las cargas aerodinámicas, pasan de un miembro estructural a otro.

Cada miembro absorbe parte de la carga y transfiere el resto a los otros miembros. Al final, las cargas llegan a los largueros, que la transmiten a la estructura del fuselaje.

2.3.1.2.1 Estabilizador vertical.

El estabilizador vertical contribuye en gran medida a la estabilidad direccional del avión. Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica, ya que debe tener posibilidad de generar cargas horizontales.

Estos también son conocidos como cola vertical, y al ser parte de la cola de un avión, de la misma forma que el estabilizador horizontal, se divide en deriva y timón de dirección.

Un estabilizador vertical de una aeronave, normalmente se encuentra en el extremo trasero del fuselaje o cuerpo, se compone de, en algunos casos, viga frontal, viga trasera, viga auxiliar, larguerillos, herrajes, costillas, piel y una punta.

En aeronaves, los estabilizadores verticales normalmente apuntan hacia arriba.

La misión del estabilizador es la de mantener el avión estable durante todo el vuelo, impidiéndole realizar maniobras no deseadas de encabritado o picado. Si un avión se encabrita, el estabilizador actúa como un brazo de palanca que hace que el avión recupere automáticamente la posición.

Con objeto de mejorar la estabilidad direccional sin tener que aumentar el tamaño del estabilizador vertical se suele añadir una aleta dorsal que no aumenta tanto la resistencia parásita como lo haría el hecho de agrandar el estabilizador.

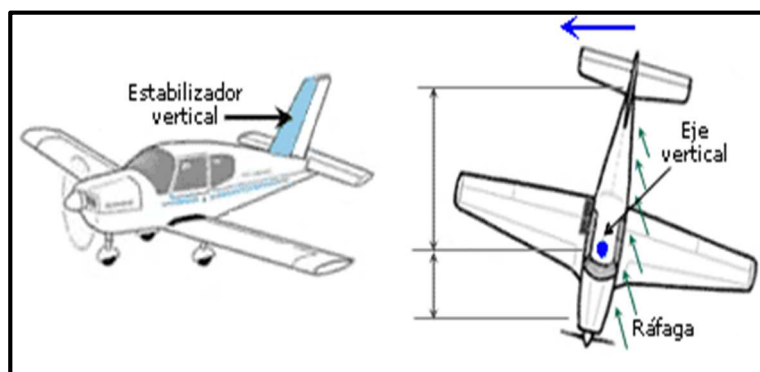


Figura 2.4: Estabilizador Vertical y estabilidad direccional.

2.3.1.2.2 Estabilizador Horizontal.

El estabilizador horizontal es semejante a un ala pequeña que se sitúa en la cola del avión.

Existen casos, especialmente en aviones militares y rara vez en los civiles, en los que la superficie horizontal se halla situada por delante del ala; en estos casos se dice que está en disposición canard.

Se divide en una parte fija delantera, denominada plano fijo horizontal, y una parte móvil detrás, denominada timón de profundidad.

El estabilizador horizontal contribuye en gran medida a la estabilidad longitudinal del avión.

Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica, ya que debe tener posibilidad de generar cargas verticales.

Trabaja con el ángulo de las alas para mantener el avión estable lateralmente, o para evitar que el avión se desplace hacia un lado u otro.

Las alas están unidas al fuselaje de manera que la parte delantera del ala sea más alta que la parte posterior.

Este ángulo se llama "ángulo diedro," y es crítico para mantener al avión estable lateralmente. Si un ala cae más baja que la otra, el ángulo diedro hará que el viento la golpee con una fuerza mayor que al ala superior y la fuerza adicional estabilizará al avión.

El avión debe estar horizontalmente estable primero para que el ángulo del ala evite que el avión se desplace.

El estabilizador horizontal, por lo general, está compuesto de viga frontal, trasera central, auxiliar, larguerillos, herrajes, costillas borde de ataque.

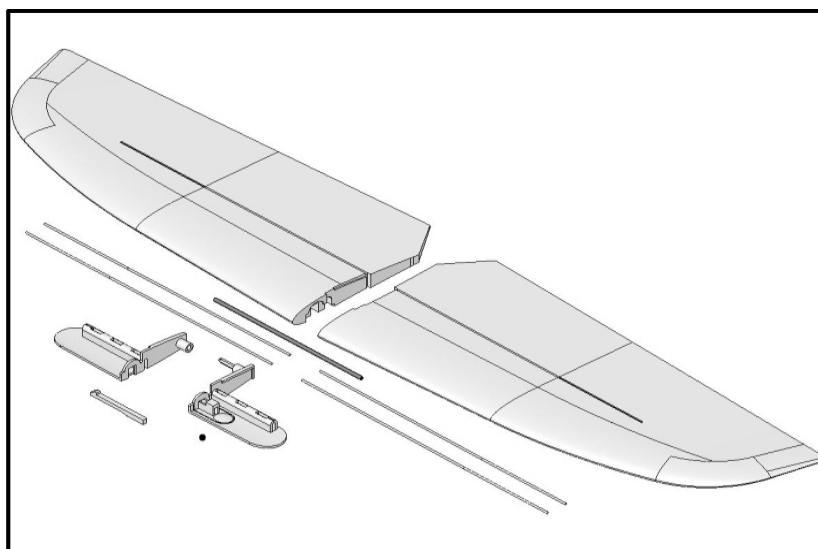


Figura 2.5: Estabilizador Horizontal.

2.3.1.2.3 Formas del estabilizador.

El estabilizador, al igual que las alas, puede presentar diversas formas: en "V", en "T" y en "cruz".

- **Estabilizador en "V":** Está formado por dos semi-estabilizadores formando un ángulo, que desempeñan a la vez la función de deriva y de estabilizador. Esta configuración se utiliza sobre todo en veleros debido a su sencillez y ligereza.



Figura 2.6: Estabilizador en V.

- **Estabilizador en "T":** Requiere una construcción de una cierta complejidad, dado que está anclado en el extremo superior de la deriva. Este tipo de estabilizador es el más utilizado por los veleros tanto reales como de radiocontrol que, al carecer de tren de aterrizaje, tienen que tratar de evitar al máximo golpes bruscos.



Figura 2.7: Estabilizador en T.

- **Estabilizador en "cruz":** Según su posición en el avión, puede ser de posición baja o media. Se denomina "posición baja", cuando el estabilizador está situado sobre el fuselaje, y sobre él, la deriva. En esta posición el estabilizador es más vulnerable en los aterrizajes, ya que queda demasiado cerca del suelo. Los estabilizadores de "posición media" son aquellos que están situados a un tercio, o como máximo, a la mitad de la altura de la deriva.



Figura 2.8: Estabilizador en Cruz.

2.3.1.2.4 La Deriva

La deriva es una estructura en forma de aleta, situada verticalmente en la parte trasera del fuselaje, cuya misión es asegurar la estabilidad direccional del avión.

La deriva debe ser ligera, con el fin de facilitar el centrado del avión, y también debe ser sólida, ya que, aunque en general no deberá soportar unos esfuerzos aerodinámicos como el estabilizador, es posible que deba soportar importantes esfuerzos mecánicos.

La estructura y construcción de la deriva, al igual que en el estabilizador, se procura que sea lo más ligera posible, ya que esto favorece, por su menor inercia, a que la estructura salga ilesa de un posible impacto.

Las dimensiones y la ubicación de la deriva pueden ser variables.

En algunos casos, toda su superficie se sitúa por encima del fuselaje, mientras que en otros puede presentar la mayor parte de la superficie por encima del fuselaje y una pequeña parte por debajo de éste.

En maquetas y modelos acrobáticos cuya estructura deba soportar grandes esfuerzos, a veces, deriva y estabilizador van unidos entre sí con un cable de acero, con el fin de aportar la máxima rigidez a todo el conjunto.

Algunas veces montados en el extremo superior de la deriva, otras a cada lado del fuselaje, depende del fabricante del avión, se encuentran los planos horizontales de cola o estabilizador horizontal.

En su borde de fuga se encuentra una superficie móvil cuyo movimiento controla y maneja el cabeceo de la nave, llamado timón de profundidad.

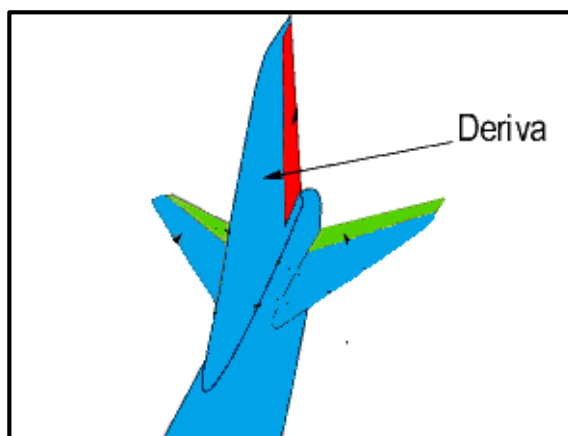


Figura 2.9: Deriva

2.3.1.3 Timón de profundidad o elevadores.

El timón de profundidad es una superficie estabilizadora que proporciona el control longitudinal o cabeceo alrededor del eje lateral o transversal.

Van instalados en la parte posterior del estabilizador horizontal y están conectados a la columna de mando para su movimiento hacia arriba y abajo.

Por lo tanto pueden ser las únicas superficies de control del cabeceo de la aeronave.

Por lo general está situado en la parte posterior de una aeronave, que controla la orientación de la misma cambiando el cabeceo, y también el ángulo de ataque del ala; En otras palabras, el timón de profundidad hace ascender o descender la aeronave.

Un aumento del ángulo de ataque causará una sustentación mayor, al ser producida por el perfil del ala, y una disminución de la velocidad de la aeronave; Una disminución en el ángulo de ataque, producirá un aumento en la velocidad.

El ala trasera en la que están adheridos los timones de profundidad tiene el efecto contrario de un ala.

Un timón de profundidad disminuye o aumenta la fuerza descendente creada por la parte trasera del ala, una mayor fuerza descendente producida por un timón de profundidad hacia arriba da fuerza a la cola del avión a ir hacia abajo y a la nariz del avión a ir hacia arriba y la velocidad se reduce, es decir, el ala funcionará en un mayor ángulo de ataque, lo que produce una mayor sustentación, por lo que la elevación requerida es producida a una velocidad menor; Una disminución de fuerza descendente en la cola, producida por un timón de profundidad hacia abajo, permite que la cola se eleve y la nariz baje.

Por lo tanto el ajuste del timón de profundidad, determina la velocidad de equilibrio del avión, a una posición determinada del timón de profundidad sólo tiene una velocidad en la que la aeronave se mantendrá en una constante condición desacelerada.

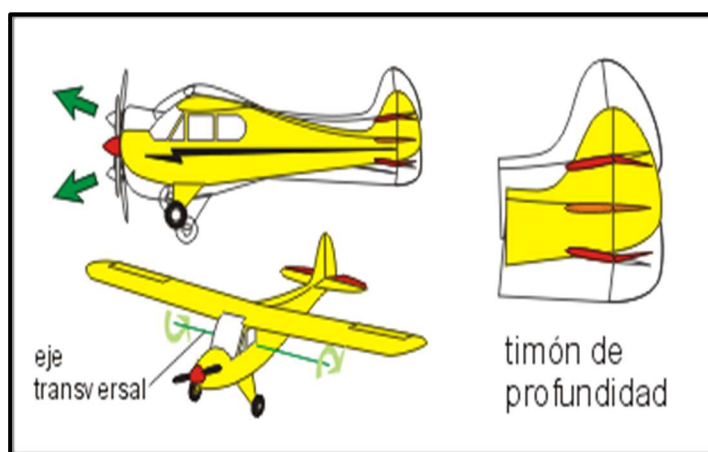


Figura 2.10: Timón de Profundidad.

2.3.1.4 Timón de cola o de dirección (Rudder).

Esta superficie flexible situada detrás del estabilizador vertical de la cola sirve para mantener o variar la dirección o rumbo trazado.

Su movimiento hacia los lados hace girar al avión sobre su eje vertical "Z"; El timón direccional es una superficie de control de la guiñada, del mismo modo que el timón de profundidad.

El timón direccional esta habitualmente dispuesto a la aleta o estabilizador vertical, permitiendo al piloto controlar los movimientos de guiñada sobre el eje vertical, es decir, cambiar la dirección horizontal hacia la que apunta el morro del avión; La orientación del timón en la aeronave ha sido controlada por el piloto, desde la "Época Dorada" de la aviación en el periodo de entreguerras hasta la actualidad con el movimiento de dos pedales, el control del timón era normalmente realizado mediante una "barra de timón" sólida pivotante.

En la práctica, los alerones y el control de timón son usados en conjunción para girar la aeronave: los alerones proporcionando alabeo y el timón proporcionando guiñada y al mismo tiempo compensando un fenómeno denominado contraguiñado.

Un timón direccional, por sí sólo, conseguirá girar una aeronave de ala fija, pero mucho más lentamente que si los alerones son empleados en conjunción.

El uso simultáneo del timón y de los alerones consigue giros coordinados, en los que el eje longitudinal de la aeronave está alineado con el arco de giro, sin deslizar y ni derrapar. Los giros realizados con aplicaciones indebidas de timón a bajas velocidades pueden ocasionar un trompo, que puede resultar muy peligroso a baja altitud.

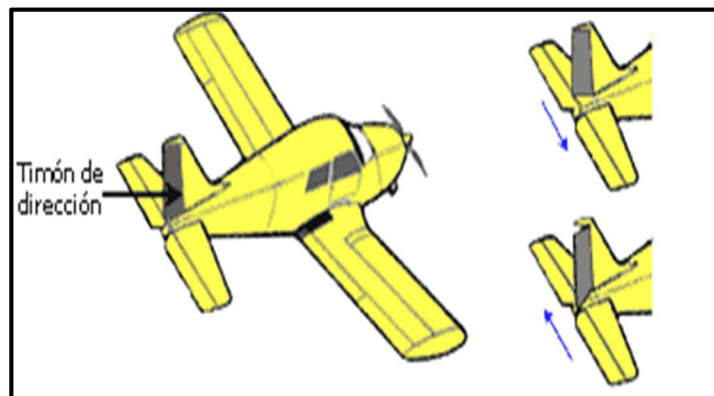


Figura 2.11: Timón de dirección.

2.3.2 Tipos de Empenaje.

Las colas se pueden dividir en dos grandes grupos: convencionales y especiales.

2.3.2.1 Colas convencionales.

Son la cola clásica, alta y cruciforme:

- **Cola clásica:** La cola clásica es la más generalizada, su uso en construcciones aeronáuticas es de aproximadamente del 75%. Suele ser la solución óptima desde el punto de vista de estabilidad, control y de peso estructural del conjunto.



Figura 2.12: Cola Clásica.

- **Cola alta:** Es la segunda más empleada en aviación y se caracteriza por tener situado el estabilizador horizontal en la parte superior de la deriva.

Esta construcción permite, o bien reducir el tamaño de la deriva, o instalar un tercer motor en la misma como es el caso del DC-10.

Este tipo de cola se emplea normalmente en aviones que tienen montados los motores atrás, como: McDonnell-Douglas, Embraer etc.

Mucho se discutió sobre cuál era la mejor forma de llevar los motores, en cola o en ala, pero la aviación comercial parece que se ha inclinado por el uso de los motores en las alas y por lo tanto, montar la cola clásica, en vez del alta.

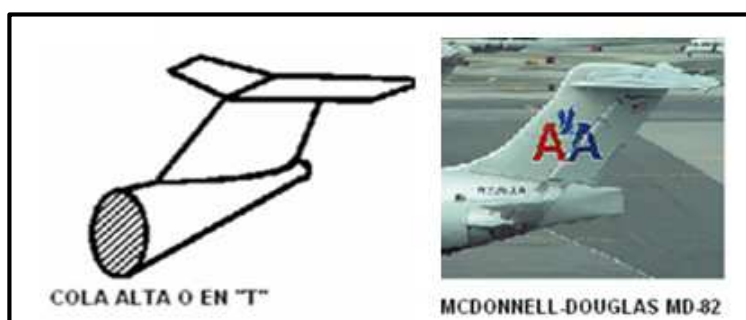


Figura 2.13: Cola Alta o en T.

- **Cola cruciforme:** Se trata de un híbrido entre la clásica y el alta, para aprovechar así las ventajas de ambas. El estabilizador horizontal se coloca no tan alto como en la cola alta, ni tan bajo como en la cola baja.

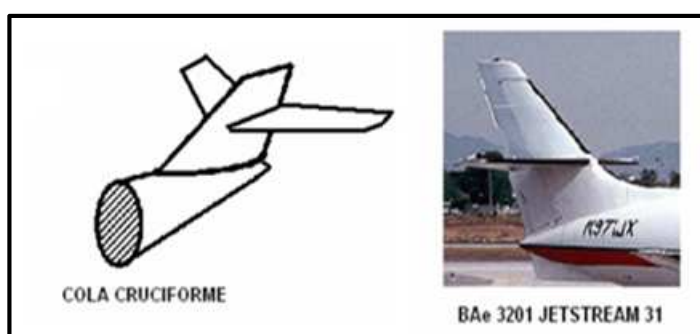


Figura 2.14: Cola Cruciforme.

2.3.2.2 COLAS ESPECIALES.

Se llaman así precisamente, porque su diseño está orientado a aviones o a objetivos concretos y su uso es muy reducido. Dentro de la cantidad de diseños destacan dos básicos: en “V” y en “H”.

- **La cola en “V”:** Está formada por dos superficies inclinadas en forma de V. Su mayor ventaja es la reducción de fricción frente a otras colas, es decir menos resistencia igual a más velocidad. Sin embargo es de mayor peso. La cola en “V” invertida es una variante para mejorar el alabeo en aviones con cola en “V”; sin embargo está demasiado cerca del suelo.



Figura 2.15: Cola en V

- **La cola en “H”:** Permite reducir considerablemente la longitud del estabilizador y además colocar las derivas justo detrás del flujo de los motores, permitiéndote ascender fácilmente. En el famoso Lockheed Super Constellation, la cola en “H” le sirvió para reducir la altura vertical de la cola, de tal forma que cupiese en los hangares de la época (así las compañías no tienen por qué cambiar sus hangares con la inclusión de uno de estos aviones en su flota).



Figura 2.16: Cola en H.

2.3.3.3 Otros Tipos de Empenaje.

- **La cola de doble fuselaje:** Es otro tipo empleado con frecuencia en el pasado, o en algunos modelos de hoy en día, Cessna Skymaster. Al ser de doble fuselaje suele pesar más de lo normal. La cola doble es sin duda la más maniobrable, ofreciendo excelentes cualidades de control a altos ángulos de ataque. Por ello es la más usada en los cazas militares modernos.



Figura 2.17: Cola Doble.

- **Cola en Y:** La cola en “Y” es como la cola en “V”, añadiendo un estabilizador vertical por debajo y proporcionando un control excelente, dejando el estabilizador fuera del flujo del motor.



Figura 2.18: Cola en Y.

2.3.3 Estructura del Empenaje.

Estructuralmente, el plano de cola consta de todo el conjunto de la cola, incluyendo la aleta, el plano de cola y la parte del fuselaje a la que éstos están unidos, en un avión que sería todas las superficies de vuelo y control detrás del mamparo de presión trasero.

La parte frontal, por lo general la sección fija del plano de cola se llama el estabilizador horizontal y se utiliza para equilibrar y compartir las cargas de elevación del plano principal, depende de consideraciones centro de gravedad mediante la limitación de oscilaciones.

La sección trasera se llama el ascensor y es por lo general con bisagras al estabilizador horizontal. El ascensor es un perfil de ala movable que controla los cambios de movimiento de la nariz de la aeronave hacia arriba y abajo. Algunos aviones emplean un estabilizador y ascensores todo en movimiento en una sola unidad, conocido como un estabilizador.

La estructura vertical de cola tiene una sección frontal fijo llamado estabilizador vertical, que se utiliza para restringir el movimiento de lado a lado de la aeronave.

La sección trasera de la aleta vertical es el timón de dirección, un perfil de ala móvil que se utiliza para activar la aeronave en combinación con los alerones.

Algunos aviones están equipados con un conjunto de cola que está articulada para girar en dos ejes hacia delante de la aleta y el estabilizador, en una disposición que se refiere como una cola móvil. Todo el empenaje se hace girar verticalmente para accionar el estabilizador horizontal, y hacia los lados para accionar la aleta.

La grabadora de voz de la cabina de la aeronave y el registrador de datos de vuelo a menudo se encuentran en el plano de cola, ya que la popa de la aeronave ofrece una mejor protección de estos en la mayoría de los impactos de los aviones.

2.3.4 Componentes Estructurales del Empenaje.

El cono está formado por miembros estructurales como las del fuselaje; sin embargo, los conos son generalmente de construcción más ligera ya que reciben menos estrés que el fuselaje.

Los otros componentes del empenaje típicos son de construcción más pesados que el cono de cola, estos componentes que forman parte de la cola realmente tienen la misma estructura que un ala, sólo que de dimensiones más reducidas. Estos miembros incluyen superficies fijas que ayudan a estabilizar la aeronave y superficies móviles que ayudan a dirigir un avión durante el vuelo.

Comparten así elementos estructurales como: las costillas, largueros y larguerillos, los timones están unidos a los estabilizadores por herrajes de articulación.

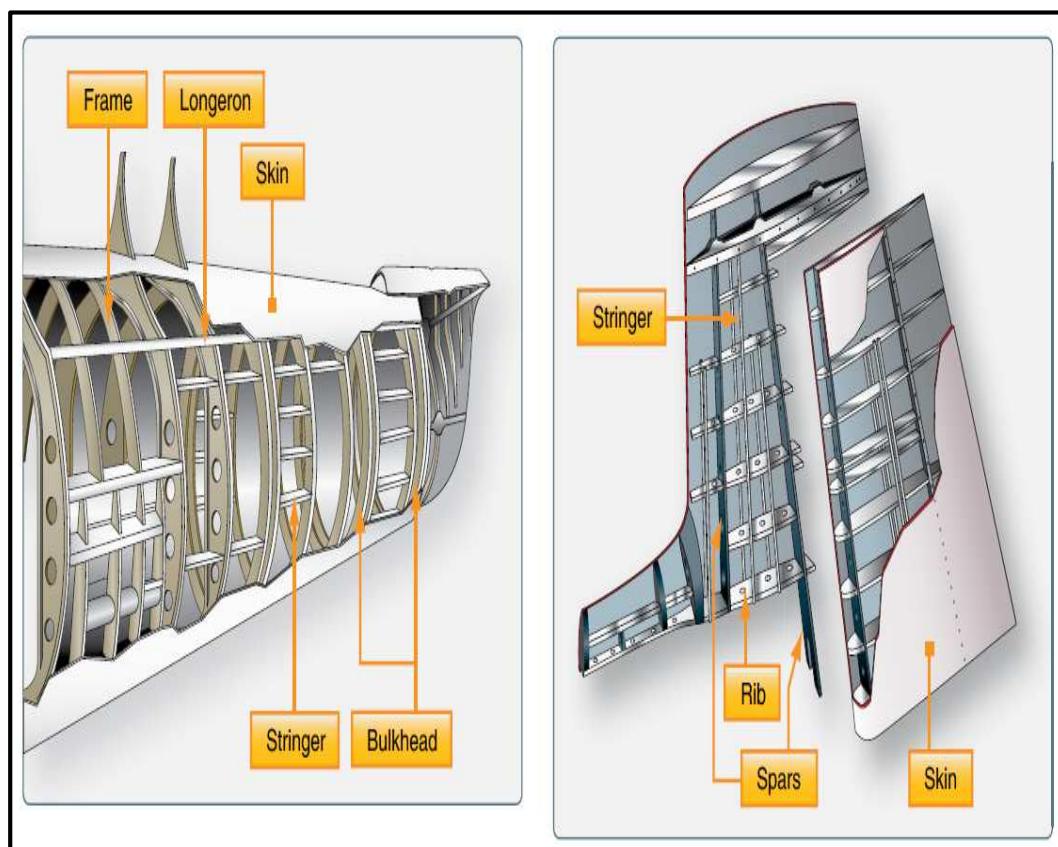


Figura 2.19: Componentes estructurales del Empenaje.

2.3.4.1 Elementos estructurales.

- **Larguero (Spar):** Viga que se extiende a lo largo de la cola. Es el componente principal de soporte de la estructura. Soporta los esfuerzos de flexión y torsión.
- **Larguerillos (Stringer):** Son miembros longitudinales de la cola, a lo largo de las mismas que transmiten la carga soportada por el recubrimiento a las costillas de la cola.
- **Costilla (Rib):** Miembro delantero y posterior de la estructura de la cola que da forma al perfil y transmite la carga del revestimiento a los largueros.

- **Revestimiento (Skin):** El revestimiento da y mantiene la forma aerodinámica de la cola, pudiendo contribuir también en su resistencia estructural.
- **Mamparo (Bulkhead):** Un mamparo es la pared interior de un avión; Los mamparos contribuyen a la estabilidad estructural y la rigidez de una aeronave.
- **Marco (Frame):** Una estructura que da forma y soporte, para construir juntando las partes estructurales, con el fin de dar una estructura abierta o borde de empotramiento.
- **Herrajes (Fitting):** Son componentes de metal empleados para unir determinadas secciones del ala. Resisten esfuerzos, vibraciones y deflexiones, de su cálculo depende buena parte de la resistencia estructural del empenaje.

2.3.5 Especificaciones del empenaje del Cessna T206H.

Tabla 2.2

Especificaciones empenaje T206H

ESPECIFICACIONES DEL EMPENAJE DEL CESSNA T206H	
Tipo de Empenaje	Tipo convencional/ cola clásica.
Tipo de Estabilizador	Estabilizador tipo T.
Configuración	Consta de: <ul style="list-style-type: none"> • Un timón de Profundidad. • Un timón de dirección. • Un estabilizador Vertical (Rudder) • Un estabilizador Horizontal (Elevadores)

2.4 REPARACIÓN ESTRUCTURAL.

Se entiende por reparación cualquier operación, que no sea de mantención rutinaria, necesaria para volver a recuperar las condiciones para la operación segura de una aeronave, motor de aviación, hélice o instrumento, incluyendo el refuerzo o remplazo de partes dañadas o deterioradas.

Las reparaciones son todas aquellas que requieren el uso de herramientas estándar o fabricadas relativamente simples como plantillas o accesorios, existen también reparaciones especiales las cuales son todas aquellas que requieren el uso de herramienta altamente especial, plantillas o accesorios que normalmente solo están disponibles en centros especializados, aprobados para facilitar el servicio al cliente.

Las definiciones de los términos que se aplican a las reparaciones son las siguientes:

- **La tolerancia al daño:** La capacidad de la estructura para sostener las cargas previstas en la presencia de daños, como grietas de fatiga hasta que se detecta a través de la inspección o el mal funcionamiento y repararlo.
- **Reparación de tolerancia a los daños:** Una reparación que cumpla las condiciones necesarias a los daños y tolerancia.
- **Intervalos de Repetición:** El período en ciclos de vuelo, horas de vuelo o el tiempo del calendario que se produce entre las inspecciones necesarias.
- **Inspecciones Suplementarias:** Las inspecciones especiales de la estructura reparada que son hechas en adición a las inspecciones de mantenimiento normales de un operador.

- **Umbral:** El período en ciclos de vuelo, horas de vuelo o el tiempo del calendario desde el momento en que un avión es entregado o realizado una reparación hasta que la inspección suplementaria primero se ha necesaria.
- **Tiempo límite:** El plazo máximo en ciclos de vuelo, horas de vuelo o el tiempo del calendario que se permite hasta que sea necesario para reemplazar o reparar la modificación de un tiempo limitado.
- **El tiempo cero:** El proceso utilizado para mejorar la durabilidad de la reparación con el fin de realizar la inspección umbral comienza en el momento de instalar la reparación. Esto implica la eliminación de pequeñas grietas.
- **Ciclo:** Serie de fases o estados por las que pasa un acontecimiento o fenómeno y que se suceden en el mismo orden hasta llegar a una fase o estado a partir de los cuales vuelven a repetirse en el mismo orden.
- **Filas críticas del sujetador:** Fila de sujetador para ser inspeccionada para encontrar exigencias de tolerancia del daño.
- **Zona de inspección:** Una inspección general visual de cada zona de avión, definida por acceso y área, para comprobar el sistema, la instalación eléctrica central y la estructura para seguridad y condición general.

2.4.1 Clasificación de Reparación.

Las reparaciones estructurales están clasificadas en tres categorías, las cuales se describen a continuación:

2.4.1.1 Categoría A (Reparación Permanente).

Una reparación permanente es la que este dentro de una zona de inspección básica o que este dentro de una zona para la que este adecuado un programa de inspección para asegurar una aeronavegabilidad continua, donde ninguna acción es necesaria excepto la del operador normal de mantenimiento.

2.4.1.2 Categoría B (Reparación Provisional).

Una reparación que tiene la resistencia estructural necesaria y podría permanecer en el avión por tiempo indefinido.

La reparación debe ser inspeccionada en los intervalos específicos y ser reemplazado si el deterioro es detectado; además requiere inspecciones suplementarias para asegurar una aeronavegabilidad continúa. El intervalo para estas inspecciones suplementarias están declaradas en la forma de aprobación de diseño de reparación (RAS).

Los intervalos y los métodos de inspección están especificados si el umbral de inspección es menor que la vida útil extendida de la aeronave, o menor a la vida útil de diseño, si es que la vida útil extendida no está definida.

2.4.1.3 Categoría C (Tiempo limitado de reparación).

Una reparación que tiene la resistencia estructural necesaria, pero no tiene suficiente durabilidad. Esta reparación debe ser reemplazada después de un tiempo específico, generalmente en un número de ciclos de vuelo, horas de vuelo o un tiempo de calendario.

Estas categorías fueron definidas de acuerdo a normas y publicaciones regulatorias aplicables.

2.5 DAÑO.

El daño se utiliza para describir la degradación de un componente o ensamblaje.

Los daños pueden ser el resultado de cualquiera de una multitud de condiciones que van desde el desgaste mecánico normal, la exposición a la intemperie, ser el resultado de un accidente o una modificación al componente original.

2.5.1 Clasificación General del Daño.

2.5.1.1 Daño Permitido.

La habilidad de la estructura a mantener anticipado cargas en la presencia de daños, como una fatiga o fractura, esto es detectado a través de inspección o mal funcionamiento y reparación.

El daño, el cual puede ser permitido y que puede ser corregido con un procedimiento simple, tales como un stop drill a una rajadura o con pulimentos de picaduras pueden ser clasificados como daño permitido.

Un ejemplo, es el de un rayón que no penetra la capa de Alclad, puede ser retrabajado por pulimento con lija, luego una prueba de N.D.T. puede ser usada después del trabajo para asegurarse que el material está libre de rajaduras.

El daño permitido no significa que una reparación al daño sea innecesaria, las rayaduras y rebabas están incluidas en esta categoría y es necesario remover bordes ásperos y afilados y suavizar el daño. Además, cualquier daño en los recubrimientos de la superficie y/o tratamientos de protección deben ser reparados usando un procedimiento tratados de acuerdo al manual de la aeronave.

2.5.1.2 Daño Reparable.

Se define como el daño que puede ser modificado o reparado; Es decir una reparación que cumple con los niveles de daños permisibles bajo la condición de la tolerancia al daño.

2.5.1.3 Reemplazo de la Parte.

Se define como el daño donde debe ser el componente sustituido.

El reemplazo de la parte completa es sugerido, cuando la reparación de la parte no es práctica o económica.

El reemplazo de la parte es a menudo conveniente cuando el daño en una parte es complicado y extenso, así facilitando la reparación inmediata de la parte.

2.6 HERRAMIENTA.

Una herramienta es un objeto o utensilio que se elabora con la misión de facilitar el trabajo del hombre en las tareas mecánicas. Con las herramientas el hombre realiza trabajos que de otra forma tendría que gastar mucha más fuerza para hacerlo.

El término herramienta, en sentido estricto, se emplea para referirse a utensilios resistentes.



Figura 2.20: Icono de herramienta

2.6.1 Características de las herramientas

Las herramientas se diseñan y fabrican para cumplir uno o más propósitos específicos, por lo que son artefactos con una función técnica.

Muchas herramientas, pero no todas, son combinaciones de máquinas simples que proporcionan una ventaja mecánica.

Por ejemplo, una pinza es una doble palanca cuyo punto de apoyo está en la articulación central, la potencia es aplicada por la mano y la resistencia por la pieza que es sujeta.

Un martillo, en cambio, sustituye un puño o una piedra por un material más duro, el acero, donde se aprovecha la energía cinética que se le imprime para aplicar grandes fuerzas.

2.6.2 Tipos de Herramientas.

Las herramientas se dividen en dos grandes grupos:

- Manuales
- Mecánicas.

2.6.2.1 Herramientas Manuales.

Las herramientas manuales son aquellas que para usarlas solo se aplican la fuerza conjunta del brazo y la mano, es decir la fuerza muscular humana, sin ayuda de ningún tipo de energía externa como la electricidad, el aire, etc.

Ejemplos de este tipo de herramientas mecánicas manuales son el destornillador, un martillo, una llave de tubo, una lima, etc.



Figura 2.21: Variedad de Herramienta Manuales.

2.6.2.2 Herramientas Mecánicas.

En las herramientas mecánicas se aplica la fuerza de un motor o máquina, se utiliza una fuente de energía externa, como puede ser el aire comprimido o electricidad. Estas herramientas también se conocen como de poder; ya que hacen su trabajo con mayor potencia o alcance. Su diversidad se nota en lo complejo de su mecanismo. Ejemplo: Herramientas portátiles, máquinas herramienta, máquinas controladas por computadora y equipo electrónico (láser).



Figura 2.22: Herramienta Manual Neumática. (Remachadora y Taladro).

2.6.3 Clasificación de las Herramientas Mecánicas y Manuales.

Una clasificación sencilla puede ser aquella que diferencia entre herramientas manuales y mecánicas.

Se clasifica según su uso en herramientas de:

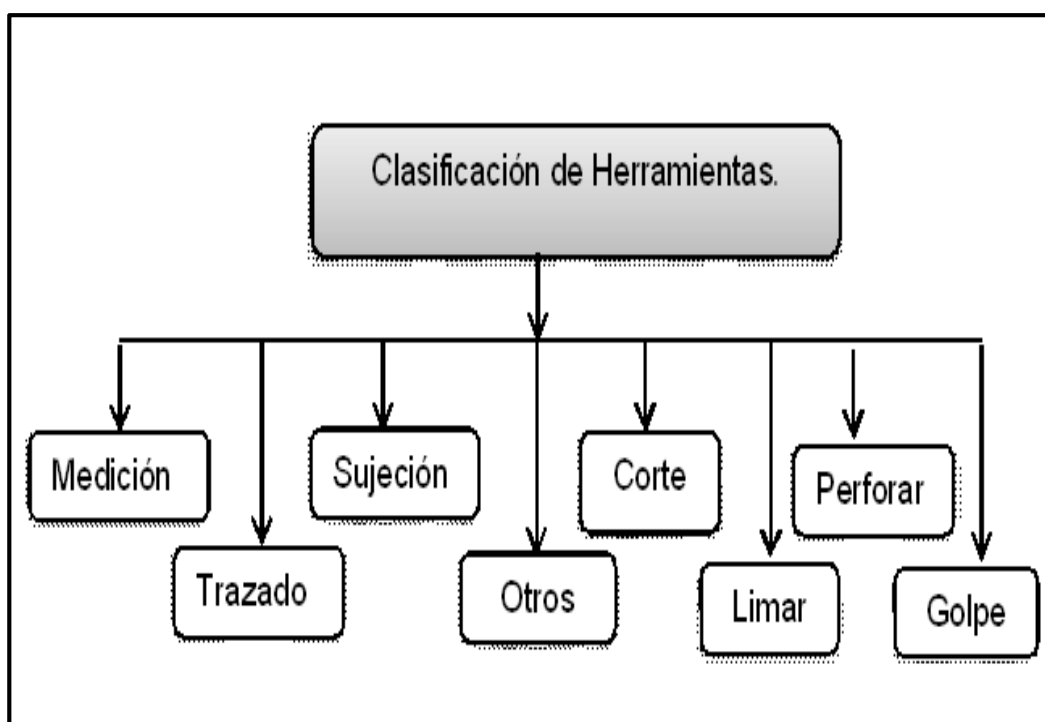


Figura 2.23: Clasificación de Herramientas.

2.6.3.1 Herramientas de medición.

Un instrumento de medición es un aparato que usan para comparar magnitudes físicas mediante un proceso de medición. Los instrumentos de medición son el medio por el que se hace esta conversión.

Tabla 2.3

Herramientas de Medición

HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	Flexómetro	Puedes medir muchos metros, según el modelo, y como mínimo aprecia los milímetros.
	Calibre o pie de rey.	Se puede medir exteriores, interiores y profundidades.
	Micrómetros.	Son herramientas bastantes exactas que nos permiten medir en algunos casos hasta milésimas de milímetro.
	Transportador de ángulos.	Sirve para medir y transportar ángulos
	Regla.	Puedes medir hasta 50 cm. y aprecia los medios milímetros.

2.6.3.2 Herramienta de Trazado.

Son instrumentos por las cuales se puede trazar sean rectas o a su vez Círculos, usando el instrumento adecuado para cada material.

Tabla 2.4

Herramientas de Trazo.

HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	Lápiz.	Se utiliza para trazar sobre madera o papel.
	Rayador granete.	Son Puntas metálicas que nos facilitan el trazo sobre el metal
	Escuadras.	Se utilizan para trazar perpendiculares.
	Compas.	Se emplean para trazar círculos o arcos. Para los metales se usa un compás con dos puntas de acero.

2.6.3.3 Herramientas de Sujeción.

Se utilizan en distintas formas como su nombre lo especifica de sujeción, es decir, sirve para anclar dos o más materiales. Son herramientas que se utilizan regularmente para sujetar partes cuando se van a doblar, cortar, soldar, etc.

Tabla 2.5

Herramientas de Sujeción.





HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	<p>Prensa de Banco O Entenalla.</p>	<p>Va fijado a la mesa de trabajo. La forma de sujetar en él las partes es muy fácil y cómoda. Al sujetar partes blandas es preferible que se coloque unas piezas de madera para no dejar las marcas.</p>
	<p>Sargentos gatos.</p>	<p>Se suele usar para sujetar componentes grandes a la mesa de trabajo o para mantener unidas dos partes el tiempo de pegado.</p>
	<p>Mordazas.</p>	<p>Son utilizadas normalmente para sujetar componentes que se van a taladrar.</p>

2.6.3.4 Herramientas de Corte.

Tienen cuchillas y permiten cortar el material.

Tabla 2.6

Herramientas de Corte.

HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	Tijeras.	Es una herramienta que consta de dos cuchillas que permite el desgarramiento o cortadura del material. Hay varios tipos de tijeras según el material a cortar.
	Alicates de corte.	Tienen la misma función que las tijeras a la hora de cortar alambre, cables...
	Cizallas.	Existen para cortar papel, varilla y también metal
	Bisturí Cortadores.	Cuchilla para cortar cartón, plástico y/o madera.
	Sierra de arco.	Se usa para cortar metal. La posición de los dientes va hacia adelante.

2.6.3.5 Herramienta para Limar.

Las herramientas para limar son instrumentos que nosotros utilizamos para desbastar, ajustar y acabar las superficies que anteriormente hemos trabajado con una máquina. El limado es una operación laboriosa y lenta, y para que el componente nos quede bien, debemos tener paciencia y trabajar con cuidado.

Tabla 2.7

Herramientas de Limar.

HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	Lima.	Las limas son herramientas cuyo fin es desgastar y pulir los metales.
	Papel de Lija.	Consiste en pequeños trozos de material abrasivo, adheridos a un soporte de papel. El tamaño del grano se puede conocer mirando el número que aparece en el reverso de la hoja y va de 60 a 600.
	Lijadora.	Utiliza un papel de lija que al pasar por la superficie, consigue el alisado de la superficie.

2.6.3.6 Herramientas para Perforar.

Se utiliza para hacer agujeros en materiales diversos y en la cual nos aseguramos que el agujero hecho es perpendicular a la superficie.

Tabla 2.8

Herramientas para Perforar.

HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	<p>Taladro.</p>	<p>Es una herramienta donde se mecanizan la mayoría de los agujeros que se hacen a las piezas en los talleres mecánicos. Funciona a base de aire comprimido, electricidad o batería.</p>
	<p>Taladro de pedestal.</p>	<p>Estos taladros son de mayor potencia y producen por lo tanto mayor trabajo. Esta constitución mucho más robusta permite a este tipo de taladros efectuar agujeros de hasta 100 mm de diámetro.</p>

2.6.3.7 Herramientas de Golpe.

Sirve para golpear o romper materiales diversos como: Metal, madera, etc.

Tabla 2.9

Herramientas de Golpe.

HERRAMIENTA	DESCRIPCIÓN	UTILIZACIÓN
	Martillos de Uña.	Los martillos de una curva son ideales para sacar clavos.
	Martillos de Bola.	El extremo de bola permite retirar los remaches.
	Martillos Universales.	Son ideales para golpear cinceles y corta fríos. La cara de la herramienta de golpe debe ser mayor que la del cincel.
	Mazas	Martillos con cabeza de madera, nylon, goma, etc. Se utilizan para golpear en materiales blandos que pueden quedar marcados.
	Botador	Sirve como su nombre lo indica botar remaches sobrantes en las láminas.

- En otras herramientas podemos encontrar:

2.6.3.8 Las Herramientas para atornillar y desatornillar.

Tabla 2.10

Herramienta para atornillar y desatornillar.

Herramienta	Descripción	Utilización
	Destornilladores	Se utilizan para apretar o soltar tornillos y existen de varias formas de acuerdo a la cabeza del tornillo.
	Tornillos	Por lo general, son de acero. Constan de una varilla roscada y de una cabeza, que puede ser redonda, cilíndrica, hexagonal o avellanada.
	Llaves.	Son de acero y se emplean para soltar tuercas o apretar tornillos.
	Llaves fijas	Plana de dos bocas: Sirve para tornillos y tuercas de cabeza hexagonal o cuadrada
	Llaves de Tubo.	Sirven para tuercas hexagonales y se utiliza cuando son inaccesibles para otras llaves.

2.6.4 Herramienta para reparación estructural.

En una reparación estructural podemos encontrar las siguientes herramientas:



Figura 2.24: Kit de herramientas básicas para el ensamblaje.

2.6.4.1 Clequera.

Es un tipo especial de pinzas que se utilizan para empujar el émbolo cargado por resorte, es decir el cleco.

Esta herramienta empuja hacia abajo en las cerraduras paso de corte, lo que les aleja de las barras de separación y esto permite que el usuario deslice las mordazas de bloqueo en un orificio hecho a través de múltiples láminas de material.

Cuando se suelta el émbolo del resorte aleja las bocas de cierre de nuevo hacia la barra separadora, que separa las dos mordazas.

Las hojas de material se aprietan en el medio del área paso a corte y el cilindro de acero. Esto mantiene los agujeros en las hojas separadas y alineadas.

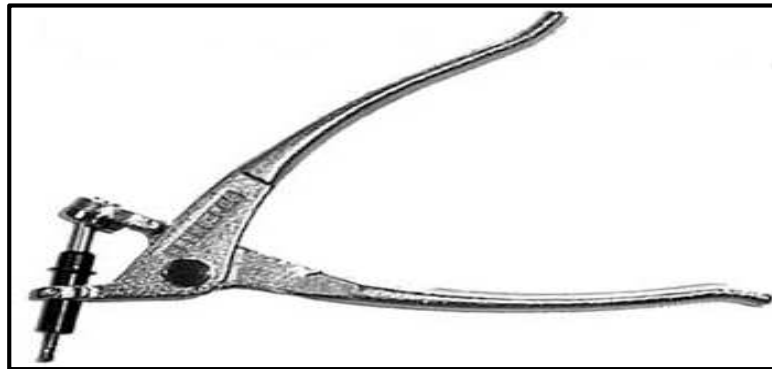


Figura 2 25: Clequera.

2.6.4.2 Cleco.

Es un sujetador desarrollado por la Cleveland Pneumatic Tool Company, ampliamente utilizado en la fabricación y reparación de aluminio de piel en aviones, que se utiliza para temporalmente sujetar múltiples hojas de material juntos antes de que las piezas estén unidas de forma permanente.



Figura 2 26: Clecos.

2.6.4.2.1 Tamaños y Código de colores de los Clecos.

Por lo general se usa un código de colores para fácil identificación de su tamaño.

Tabla 2.11

Tamaño y color de los Clecos.

COLOR	TAMAÑO	CLECO
Plata (Zinc)	3/32 "	
Cobre (Café)	1/8 "	
Negro	5/32 "	
Oro (Brass)	3/16 "	

2.6.4.3 Tijeras de hojalatero.

Las tijeras de hojalatero o tijera corta lamina es la herramienta que se usa para cortar delgadas láminas metálicas de la misma forma que unas tijeras comunes cortan el papel u otros objetos que sean finos y poco resistentes.






Figura 2.27: Tijera de Hojalatero.

2.6.4.3.1 Tipos de Tijeras.

Tabla 2.12

Tipos de tijeras de hojalatero.

Descripción	Función	Tijera
Color rojo.	Realizan los cortes en sentido curvo hacia la derecha.	
Color verde.	Realizan los cortes en sentido curvo hacia la izquierda.	
Color Amarillo	Corte recto seccionan en línea recta.	

2.6.4.4 Taladro Neumático.

La palabra “neumático” utilizada en el contexto de las herramientas taladradoras describe unas máquinas que funcionan con aire o gas comprimido.

Es una herramienta diseñada para taladrar, rectificar, escariar y perforar orificios.



Figura 2.28: Taladro Neumático.

2.6.4.5 Brocas.

La broca es una pieza metálica de corte que crea orificios en diversos materiales cuando se coloca en una herramienta mecánica como taladro, berbiquí, etc.

Su función es formar un orificio o cavidad cilíndrica.

Para elegir la broca adecuada al trabajo se debe considerar la velocidad a la que se debe extraer el material y la dureza del mismo.

La broca se desgasta con el uso y puede perder su filo, siendo necesario un reafilado, para lo cual pueden emplearse máquinas afiladoras, utilizadas en la industria del mecanizado. También es posible afilar brocas a mano mediante pequeñas amoladoras, con muelas de grano fino.

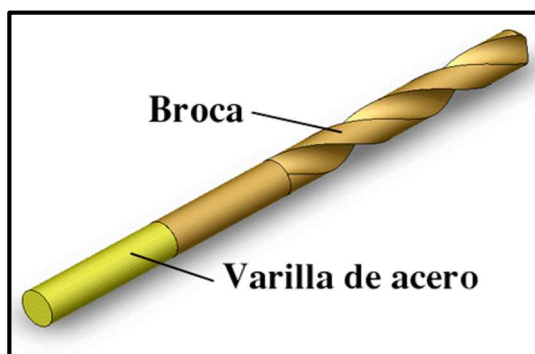


Figura 2 29: Barra de Taladro.

2.6.4.5.1 Tipos de Brocas para Metales.

- **Acero de alta velocidad (HSS):** Las brocas de acero de alta velocidad son utilizadas para hacer agujeros en metales suaves como el aluminio. Estas brocas, que generalmente son de color negro, pueden soportar más calor que otras brocas. Son las más baratas de las brocas de metal porque no duran tanto y necesitan ser reemplazadas antes que las de cobalto o titanio.
- **Brocas de cobalto:** Las brocas de cobalto también son utilizadas para hacer agujeros en metal. Éstas tienen un acabado de cobre y son más caras que las demás brocas de metal. Las brocas de cobalto son la mejor opción para hacer agujeros en acero inoxidable y otros metales duros porque son más fuertes que las brocas de acero de alta velocidad.
- **Brocas de titanio:** Las brocas de titanio también son buenas para cortar metales duros como hierro y acero inoxidable. Estas duran tres veces más que las de acero de alta velocidad. Debido a que es más fuerte que cualquier otro metal, las brocas de titanio no se gastan tan rápido. En vez de afilarlas o reemplazarlas, pueden ser utilizadas por más tiempo.



Figura 2.30: Tipos de brocas.

2.6.4.5.2 Medidas de las brocas.

En el ámbito aeronáutico podemos encontrar un juego de brocas mayormente utilizadas, las cuales llevan las medidas más comunes que son: 1/8 “, 3/16”, 1/4”, 5/16”, 3/8”, 1/2”.



Figura 2.31: Tamaños de las brocas.

2.6.4.6 Fresadoras para taladro.

Son herramientas que sirven para moldear, taladrar, ranurar, acanalar, calar, limar y perforar; Existen una variedad de diseños como por ejemplo redondos, en diamante, cónicos, etc.



Figura 2.32: Fresadoras.

2.6.4.7 Avellanadores.

Un avellanador es una especie de barrena de acero que sirve para alisar las hendiduras que se hacen en el hierro y demás metales. Las hay de varias figuras y dimensiones que varían según su aplicación.



Figura 2.33: Avellanadores.

2.6.4.7.1 Tipos de Avellanadores.

- **Avellanadores de Espiral:** Se emplean para ensanchar agujeros previamente taladrados o dejados de fundición. Los avellanadores espirales no solamente sirven para dar una segunda pasada a taladros menores ya hechos, sino que se emplean, además, para suprimir los defectos que puedan existir en cuanto a la dirección del eje.
- **Avellanadores Cónicos:** Especie de broca de acero cónica y ochavada. Se usa por lo común para ensanchar los taladrados, para tornillos o la parte en que debe descansar la cabeza de los pernos para que ésta quede embutida y para arreglar las boquillas de los proyectiles huecos.
- **Avellanadores Cilíndricos:** Cilindro de acero adaptado al extremo de un cuadradillo de hierro cuya superficie estriada sirve para suavizar las desigualdades que deja la barrena al taladrar los metales.



Figura 2 34: Tipos de Avellanadores.

2.6.4.8 Remachadora.

Es una herramienta utilizada para la creación de uniones fijas mediante remaches.

La remachadora será la encargada de realizar una segunda cabeza-tope en el otro extremo quedando un cilindro con dos cabezas que sujetará el material que quede entre ellas. Es importante usarla con total cuidado y responsabilidad.

2.6.4.8.1 Tipos de Remachadoras.

Las remachadoras suelen variar según su función y tamaño.

- **Remachadora de mano:** Es la que se usa manualmente. Se amolda a cualquier tamaño de pieza que se vaya a unir. Generalmente se la conoce como remachadora pop.



Figura 2.35: Remachadora Manual.

- **Remachadora de acordeón:** Este tipo también se utiliza de manera manual. Sólo se la utiliza con remaches de ciertos tamaños como pueden ser: 2.4 mm, 3.2 mm, 4.0 mm, 4.8 mm, 5 y 6 mm. También hay remachadoras tipo acordeón que permiten medidas mayores.

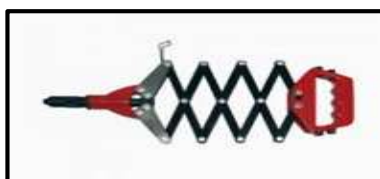


Figura 2.36: Remachadora tipo acordeón.

- **Remachadoras Neumáticas:** Sirven para ensamblar o unir dos piezas, con un solo remache. Involucra una presión muy fuerte para que ambas piezas queden acopladas. Si en todo caso se desea unir piezas por ambos lados, se realiza un remache macizo. Pero si la pieza se unirá a un lado sólido, se le llama remache ciego; Las remachadoras neumáticas, en su mayoría las industriales, suelen ser muy livianas y su uso de aire es menor que otros tipos de remachadoras y existen una variedad de remachadoras neumáticas.

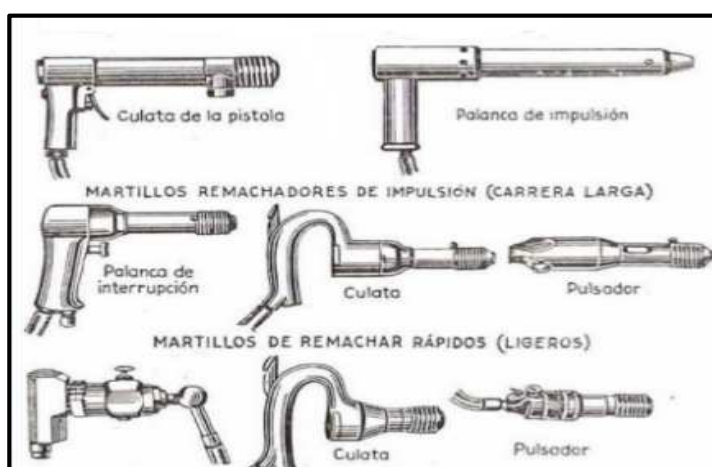


Figura 2.37: Remachadoras Neumáticas.

Para el uso de la remachadora neumática es necesaria de una buterola, para que esta realice el respectivo golpe al remache y así se efectúen las uniones de los materiales.

2.6.4.9 Buterolas.

Instrumento que se emplea para formar la segunda cabeza de un remache; En el ámbito aeronáutico podemos encontrar una variedad de buterolas mayormente utilizadas, las cuales llevan las medidas más comunes que son: $1/8$, $3/32$, $3/16$, $1/4$, $5/16$ o $5/32$. Y así mismo las hay para cabeza redonda y avellanada.



Figura 2.38: Tipos de Buterolas.

2.6.4.10 Aguantadores.

Los aguantadores son unas de las principales herramientas que permiten realizar distintas operaciones.

Se trata de unas herramientas usadas para la reparación de abolladuras, fabricadas en acero, provistas de varias caras con diferentes formas, para que se golpee entre éstas y la lámina, por zonas más o menos enfrentadas y facilitar así el retorno de la lámina a su forma original.

También es muy utilizada al momento de remachar ya que esta permite hacer golpe en el remache para que este se una con la lámina.

Las hay de muchas formas y tamaños, y se usa aquella que mejor se adapte a la forma original de la lámina a reparar o remachar.



Figura 2.39: Tipos de aguantadores.

2.6.4.11 Remache.

Es un elemento de fijación que se emplea para unir de forma permanente dos o más piezas.

Consiste en un tubo cilíndrico (el vástago) que en su fin dispone de una cabeza. Las cabezas tienen un diámetro mayor que el resto del remache, para que así al introducir éste en un agujero pueda ser encajado. El uso que se le da es para unir dos piezas distintas, sean o no del mismo material.



Figura 2.40: Remaches.

Remache de aluminio (avión): Los remaches de aluminio son los más utilizados en aplicaciones estructurales de la aviación moderna. La instalación de remaches adecuada requiere práctica, pero también requiere que el remachador entienda los lineamientos para preparar los agujeros del remache, seleccionar los remaches y hacerlos mecánicamente.

2.6.4.11.1 Tipos de Remaches.

En el pasado hubo muchos tipos diferentes de remaches empleados en la construcción de aviones, pero a consecuencia de la normalización en la industria quedaron reducidas a dos, que son: el de cabeza universal (AN 470) y el de cabeza embutida o perdida (AN 426); Además de los corrientes, existen tipos especiales empleados en aquellos puntos donde no pueden adaptarse los normalizados por causa de su diseño o porque deben poseer características especiales de resistencia.

- **El remache de cabeza universal (AN 470):** Se emplea en el interior de las estructuras de aviones donde no es necesario utilizar remaches especiales y en superficies exteriores en las que no es crítica la fricción superficial. La cabeza de este tipo de remache está concebida para combinar las cualidades de resistencia de los antiguos remaches de cabeza de gota de sebo, redonda y plana; tiene aproximadamente doble diámetro que la espiga y está ligeramente aplanada en su parte superior.
- **El remache de cabeza embutida (AN-426):** Es el que tiene la cabeza plana y achaflanada hacia la espiga, de modo que puede montarse en un taladrado embutido o avellanado. Cuando está colocado, la parte plana de su cabeza enrasa con la superficie exterior. El chaflán, de la parte inferior de la cabeza, forma un ángulo de 78 o 100 grados, este último es el más empleado por los constructores.

Los remaches de cabeza perdida son empleados siempre que es necesario presentar una superficie lisa, bien porque es preciso instalar otro material encima de sus cabezas, o bien porque el recubrimiento exterior del avión debe presentar una resistencia al avance lo más reducida posible.

Indudablemente el mecánico encontrará algunas estructuras de aviones en las que hayan empleado remaches de los tipos más antiguos y, por esta razón, se hace a continuación una breve referencia a ellos:

- **El remache de cabeza de gota de sebo (AN-455):** Es similar en apariencia al universal, pero la cabeza es de mayor diámetros y más delgada en los bordes.
- **El de cabeza plana (AN-422):** Tiene la cabeza plana por arriba y por debajo. Se emplea normalmente para estructuras internas, en los puntos en los cuales no puede afectar a la resistencia al avance del avión.

- **El de cabeza redonda (AN-430):** Tiene una cabeza que comprende aproximadamente 144° de una esfera. Se utiliza interiormente y algunas veces en el exterior, cuando se desea que el remache absorba algún esfuerzo de tracción.

	Cabeza redonda	Cabeza plana	Cabeza embutida	Gota de sebo (calderería)	Cabeza embutida	Gota de sebo (calderería)	Universal
A 2 S Sin marca	AN430A* 	AN442A* 	AN426A 100°	AN455A* 	AN425A* 78°	AN456A* 	AN470A
AD A17ST Punzonado	AN430AD* 	AN442AD* 	AN426AD 100°	AN455AD* 	AN425AD* 78°	AN456AD* 	AN470AD
D 17ST Punto en relieve	AN430D* 	AN442D* 	AN426D 100°	AN455D* 	AN425D* 78°	AN456D* 	AN470D
DD 24ST Guión doble en relieve	AN430DD* 	AN442DD* 	AN426DD 100°	AN455DD* 	AN425DD* 78°	AN456DD* 	AN470DD
B 56S Cruz en relieve	AN430B* 	AN442B* 	AN426B 100°	AN455B* 		AN456B* 	AN470B
C Cobre Sin marca	AN435C 	AN441C 	AN427C 100°	AN420C 90°	← Cabeza embutida		
F Acero inoxidable Sin marca	AN435F 		AN427F 100°				
M MONEL Sin marca	AN435M 	AN441M 	AN427M 100°				
Acero Triángulo refundido	AN435 	AN441 	AN427 100°	AN420 90°	← Cabeza embutida		

Figura 2.41: Tipos de Remache.

Los remaches normalizados no pueden cubrir todas las exigencias de fabricación y resistencia en la construcción de aviones y, por ello, se impone la necesidad de utilizar una variedad de tipos de remaches especiales, diseñados para fines específicos, a continuación una breve referencia a ellos:

- **Remaches ciegos:** Son los ideales especialmente para ser utilizados en aquellos puntos en los que es imposible emplear la buterola para formar las cabezas; su uso se limita, generalmente, a sitios tales como bordes de salida de perfiles de ala, timones, alerones, etc. y otros puntos accesibles únicamente por un solo lado.
- **Remache roscado:** Los remaches roscados, también conocidos como tuercas remachables o insertos, sirven para introducir una rosca donde no hay espesor para realizar la misma además de unir ambas partes.
- **Remaches Hi-lock:** Son remaches roscados muy utilizados en aeronáutica donde los elementos a unir están sometidos a vibraciones continuas.
- **Remaches Tipo POP y CHERRY:** Son el tipo de remache más utilizado y habitualmente ambos constan del cuerpo del remache (pieza hueca) y la pieza alargada que es el vástago, remaches que pueden ser usados en amplio rango aplicaciones de fijación. En el caso de los remaches Cherry son de igual constitución que el tipo pop salvo que tienen una fabricación más robusta del cuerpo del remache.

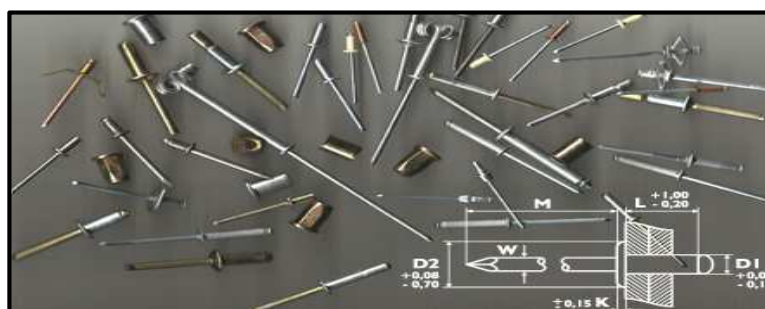


Figura 2.42: Tipos de remaches especiales.

2.6.4.11.2 Remachado.

Definimos remachado a la unión fija de dos elementos utilizando un remache. Antiguamente este era el único procedimiento para la manera de unión de las piezas antes de la aparición de la soldadura, sin embargo, aunque su uso ha disminuido, se siguen empleando abundantemente y necesariamente para construcción de múltiples estructuras, como las aeronáuticas y navales, etc. .

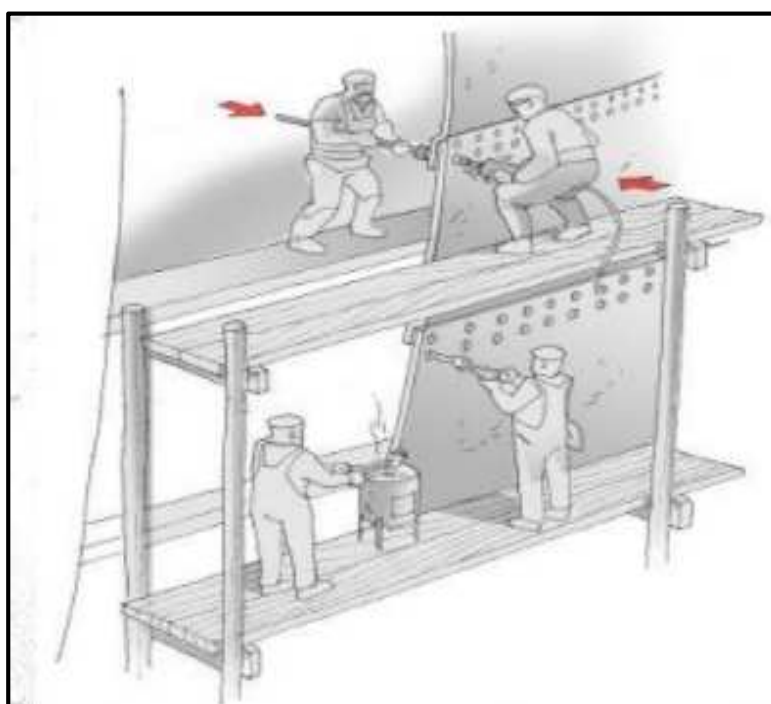


Figura 2.43: Remachado.

2.6.4.11.3 Diámetro de los remaches.

El diámetro del remache para la unión de planchas metálicas debe ser aproximadamente tres veces el espesor de la plancha más gruesa y algo mayor para las delgadas; Al determinar las dimensiones de los remaches que deben ser utilizados en una reparación de avión, el mecánico debe cumplir las instrucciones dictadas por los organismos pertinentes relativas a reparación.

2.6.4.11.4 Distancia entre remaches.

La distancia entre remaches en una sustitución o reparación de planchas metálicas sujetas a esfuerzos, puede ser determinada observando las establecidas en las partes adyacentes del mismo avión. En general la distancia entre remaches es de 3 veces el diámetro de la espiga, y con relación al borde 2 veces el diámetro indicado.

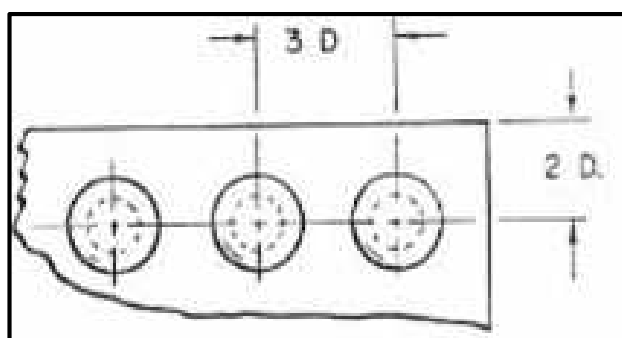


Figura 2.44: Separación mínima entre remaches.

El espacio entre los remaches de una misma fila se llama paso y el que hay entre filas intervalo. Estas distancias se miden de centro a centro de las espigas.

Es práctica general limitar el paso máximo a 24 veces el espesor de la plancha. Por ejemplo, si éste es de 2 mm el paso será $24 \times 2 = 48$ mm.

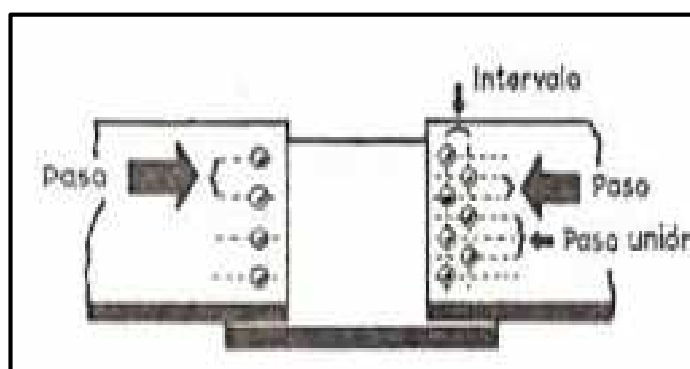


Figura 2.45: Paso e intervalo.

Estos dos esfuerzos considerados simultáneamente constituyen la base para determinar el número de remaches necesario para un determinado trabajo:

- La primera, en la determinación del esfuerzo cortante o cizallamiento que han de sufrir los remaches, o sea en la carga que tiende a cortarlo en dos partes.
- La segunda, en el esfuerzo de tracción que debe resistir la plancha.

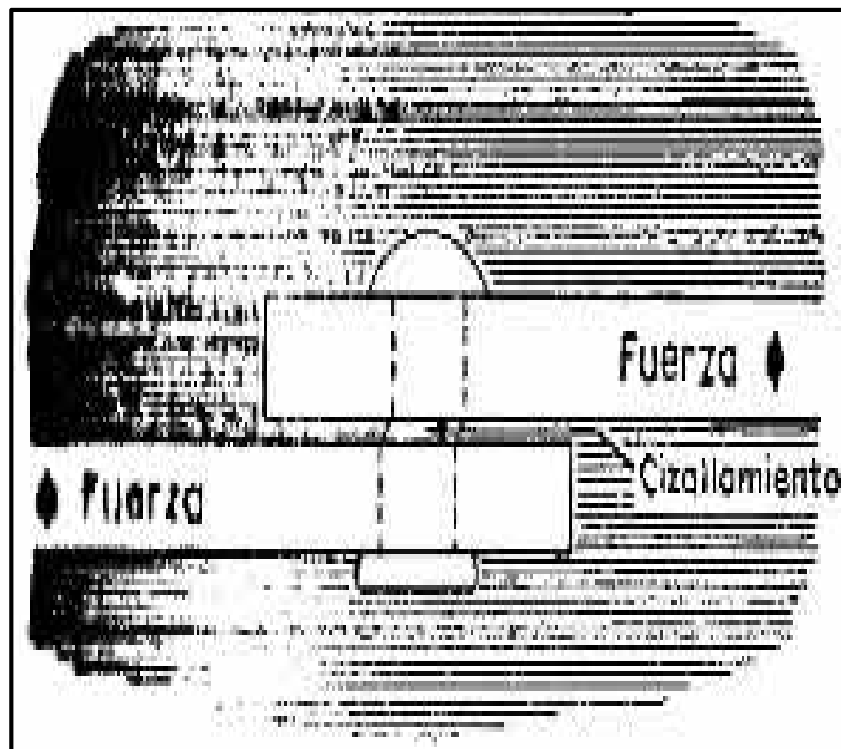


Figura 2.46: Esfuerzo cortante a que se encuentra sometido un remache.

2.7 MATERIALES AERONÁUTICOS.

Se dividen en dos grandes grupos:

- Metálicos.
- No metálicos.(Materiales Compuestos)

2.7.1 Elección de los materiales.

Las cualidades particulares más solicitadas por la aeronáutica:

- Resistencia
- Baja densidad
- Rigidez
- Satisfactoria homogeneidad
- Buena Conductividad.
- Débil fragilidad
- Templabilidad
- Tenacidad
- Resistencia a la abrasión
- Resistencia al desgaste
- Resistencia a la corrosión
- Sensibilidad al efecto de la entalladura.

Materiales que se ajustan a dichas cualidades:

- Acero
- Aluminio
- Magnesio
- Aceros Inoxidables
- Bronce
- Latón
- Plásticos
- Madera
- Fibra de Vidrio, Carbono.

2.7.2 Materiales Metálicos.

Se emplean según su tipo.

- **Estructuras rígidas:** Van en determinadas partes del avión permitiendo que forme cuerpos huecos; Son láminas delgadas las cuales aligeran el peso.
- **En otras partes:** Se utilizan materiales compuestos que van en forma de emparedado, poseen una mayor ligereza para igual resistencia.

2.7.2.1 Acero.

- Gran rigidez
- Utilizado en pequeños espesores
- En determinadas secciones y aun con mayor espesor nos dará más resultado que el Aluminio.

Existen dos clases de Aceros:

- **Aceros Especiales:** Resistencia a la ruptura.
- **Aceros Inoxidables:** Posee una mayor resistencia tanto mecánica, como a la corrosión y al calor.



Figura 2.47: láminas de Acero.

2.7.2.2 Aluminio

Son las aleaciones más utilizadas en Aeronáutica que poseen las siguientes cualidades:

- Poco peso
- Buenas características Mecánicas
- Templables y dúctiles
- Alta resistencia a la corrosión

Se utiliza una capa delgada de aluminio puro, para proteger las láminas metálicas, con un 5% del espesor total de dicha lámina.

Encontramos las aleaciones ligeras muy importantes las cuales son:

- **Alclad:** Término genérico para describir una lámina de aluminio resistente a la corrosión formado por superficies de aluminio de alta pureza ligados metalúrgicamente a un núcleo de aleación de aluminio de alta resistencia. Estas láminas son usualmente empleadas en la industria aeronáutica.² El Alclad fue empleado en la estructura y revestimiento externo.
- **Zicral:** La aleación de aluminio 7075 es conocida comercialmente con varios nombres como Zicral, es una aleación de aluminio con zinc como principal elemento de aleación. Normalmente se produce para distintas categorías térmicas 7075-O, 7075-T6, 7075-T651. Es fuerte, con buena resistencia a la fatiga frente a otros metales y es fácil de mecanizar, pero no es soldable y tiene menos resistencia a la corrosión que muchas otras aleaciones.

² J. Snodgrass y J. Moran. Corrosión Resistance of Aluminum Alloys. En *Corrosión: Fundamentals, Testing and Protection*, volumen 13a de ASM Handbook. ASM, 2003.

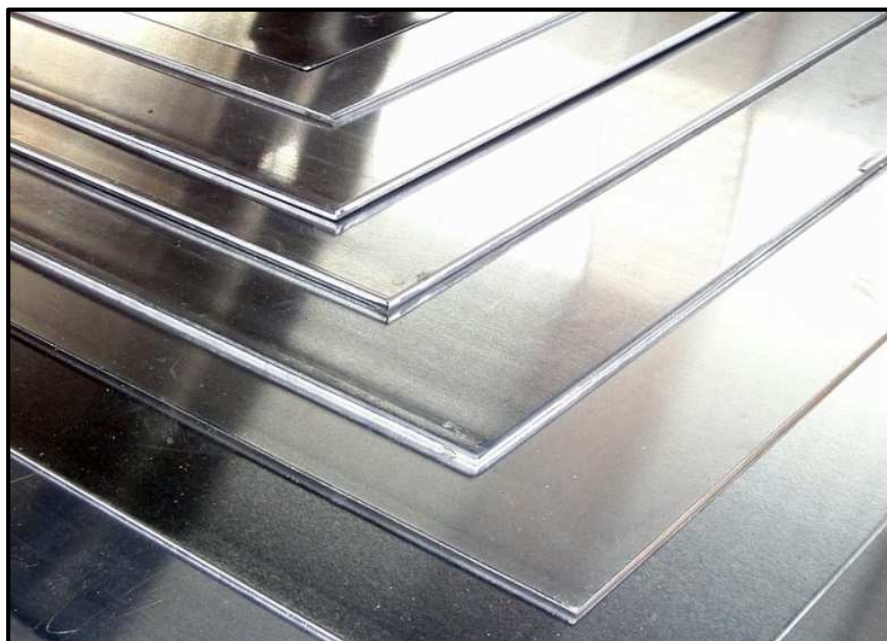


Figura 2.48: Láminas de Aluminio.

El uso que en aviación se les da a las aleaciones es el siguiente:

- **1002 - 2S:** Aluminio puro sin modificación alguna, se las usa en piezas comprimidas no estructurales como fuselados, tapas tanques de gasolina y otras pequeñas piezas que no son sometidas a gran esfuerzo.
- **3003 – 3S:** Aleación más fuerte que la 2S, sus cualidades para forjarse son algo inferiores, además sus cualidades para soldarse son mucho mayores, igualmente usados en piezas donde no necesiten estar sometido a grandes esfuerzos.
- **2014 – 14S:** Aleación que viene solamente tratada térmicamente. Su uso es en herrajes estructurales.
- **2017 – 17S:** Es las más antigua de las aleaciones de aluminio. Ha sido reemplazada por la 24S que es un 25% más resistente. Se usa en forma de láminas y placas para partes estructurales: misceláneas; en barras, varillas, alambre para herrajes maquinados, tubos para líneas hidráulicas, remaches, pernos roscados, tuercas y tornillos.

- **2017 – A17S:** Aleación de una variación de la 17S; fue producida exclusivamente para remaches AD. (Un remache que puede ser usado tal y como se recibe del fabricante). Estos remaches siempre se reciben tratados térmicamente.
- **2018 – 18S:** Aleación que predomina en la construcción de pistones.
- **2024 – 24S:** Aleación extremadamente usada para todas las partes estructurales, particularmente aquellas formadas de láminas y placas; tubos aerodinámicos para montantes; remaches para uniones de alta resistencia, tornillos, pernos y tuercas.
- **2025 – 25S:** Aleación usada en las hélices y partes del motor.
- **4032 – 32S:** Aleación usada también en pistones.
- **4043 – 43S:** (5.0% Silicio) Aleación fabricada solamente en barras para soldar aluminio de fundición.
- **5052 – 52S:** Aleación usada para tanques, líneas de gasolina, aceite e instrumentos. Puede ser soldada por puntos o gas, siendo en esto un poco inferior a las aleaciones 2S, Y 3S pero su resistencia a la fatiga es superior.
- **6053 – 53S:** Aleación usada para partes semiestructurales, tubos conductores de líneas eléctricas, remaches (que pueden ser empleados como se reciben del fabricante y expulsiones).
- **3061 – 61S:** (0.25% de cobre, 0.6% de Silicio, 1.0% de manganeso, 0.25% de cromo) Aleación usada para deflectores de motor y expulsiones.
- **7075 – 75S:** Aleación que posee las mayores propiedades de resistencia. En forma de láminas o expulsiones es usada en lugares que requieren una muy alta resistencia.

Para poder identificar que aleación corresponde a una lámina, placa tubo, expulsión, etc..., se recurre a los números de especificación que deben estar estampados en las láminas.

Las láminas están marcadas por una serie de números y letras pintadas en filas equidistantes 5", a lo largo de ellas, indicando además de la aleación, el espesor y el fabricante.

Cuando es demasiada delgada la lámina para que pueda estamparse el número de especificación, se usa un código de colores, pintado una banda a los extremos y otra a la mitad.

2.7.2.3 Titanio.

Posee las siguientes cualidades:

- Peso ligero
- Alta resistencia tanto mecánica como a elevadas temperaturas.
- Tiene un uso limitado en las estructuras.

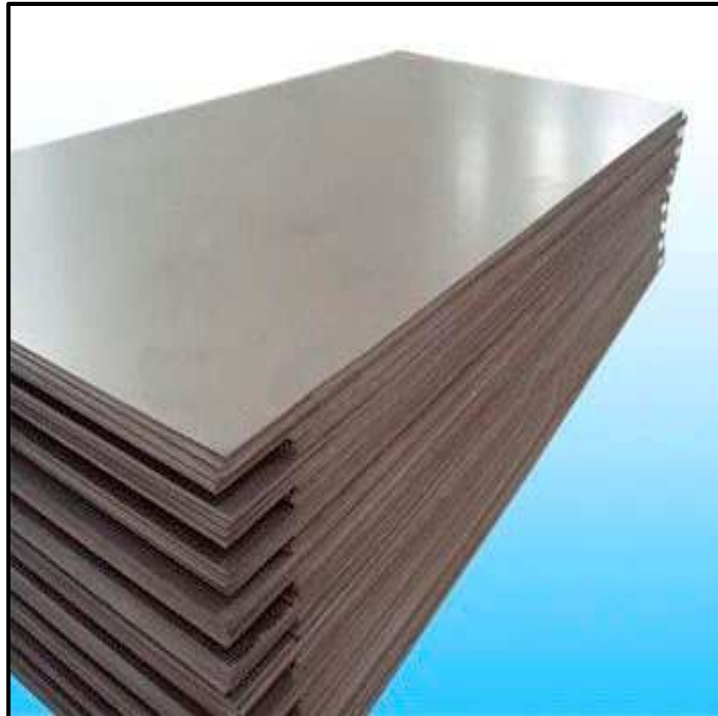


Figura 2.49: Láminas de Aleación de Titanio.

2.7.3 Materiales Compuestos.

Dos o más sustancias que al ser combinadas producen un material con propiedades diferentes y mejoradas las cuales no tendrían si dichas sustancias se utilizaren por separado.

2.7.3.1 Tipos de materiales compuestos.

2.7.3.1.1 Fibra de Vidrio.

- Para usar en la laminación manual.
- Moldeo continuo.
- Laminados con poca resina
- Fácil remoción de aire atrapado
- Rápida humectación con buena resistencia
- Tipo de vidrio: E.



Figura 2 50: Fibra de Vidrio.

2.7.3.1.2 Kevlar.

- Propiedades de gran fortaleza
- Elasticidad
- Resistencias a vibraciones
- Resistencias a altas temperaturas
- Cinco veces más que el tostado



Figura 2.51: Fibra de Kevlar

2.7.3.1.3 Fibra de Carbono.

- Soporta altas temperaturas
- Más fuertes que el acero.
- Más livianos.
- Es de color negro.

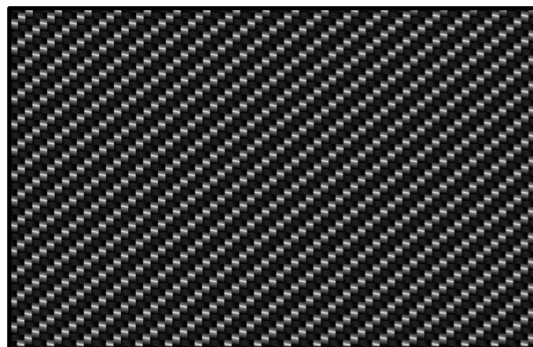


Figura 2.52: Fibra de Carbono.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

“RECONSTRUCCIÓN ESTRUCTURAL DEL EMPENAJE DE LA AERONAVE T206H, PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM”

3.1 PRELIMINARES.

El presente capítulo detalla los diferentes pasos a seguir para la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave Cessna T206H, que se utilizó para contribuir con su rehabilitación.

El paso más importante de la reconstrucción estructural es el ensamblaje del cono de cola (tailcone), de los estabilizadores tanto vertical como horizontal, de los timones de profundidad y de dirección y el montaje de los mismos en la aeronave.

Para la reconstrucción estructural del empenaje se toman en cuenta muchos factores importantes ya que estos contribuyen con la rehabilitación de la aeronave completa. Entre estos se encuentran: resistencia, desgaste, corrosión, utilidad, costos, seguridad, peso y tamaño, estos formaran parte de la restauración de dicho empenaje en el momento del ensamblaje de la cola y montaje de sus componentes correspondientes.

Se procederá a describir paso a paso como fue la reconstrucción del empenaje, los procedimientos a seguir respectivamente, las herramientas y los materiales que se necesitó en la restauración del empenaje, para colaborar en la rehabilitación de la aeronave Cessna T206H.

3.2 ESTUDIO DE ALTERNATIVAS.

3.2.1 Descripción de Alternativas.

3.2.1.1. Primera alternativa.

Al realizar el previo estudio sobre el tema impuesto, en la primera alternativa se menciona que al parecer y menos costoso resulta reusar las propias pieles y elementos estructurales de la aeronave accidentada, ya que estos elementos estructurales no han sufrido daños mayores permitiendo que se pueden enderezar y/o reparar.

Se procedió a examinar el empenaje de la aeronave accidentada con el fin de encontrar los materiales que serían de utilidad para la reconstrucción de la misma, y se contempló aquellas láminas y elementos estructurales que serían reutilizados, pero también permitió ver que existían láminas y elementos estructurales faltantes o en si se encontraban en un estado deplorable, por lo que esta alternativa también abarca la posibilidad de combinar con materiales nuevos.



Figura 3.1: Empenaje del Cessna T206H.

3.2.1.2 Segunda alternativa.

Al realizar un segundo estudio sobre el tema, se indica que en la segunda alternativa se rechazó todo lo de la aeronave accidentada, para reemplazarlos con materiales, pieles y elementos estructurales nuevos de paquete sin alguna excepción, es decir todo sea nuevo.

3.2.2 Análisis de la Factibilidad.

3.2.2.1 Primera Alternativa

3.2.2.1.1 Ventajas.

- Al reutilizar los materiales, pieles y elementos estructurales que se encuentren en un buen estado, permitirán que exista un ahorro de tiempo para la empresa.
- Al existir una combinación conjunta con elementos estructurales nuevos y reusados se logrará que la empresa obtenga un ahorro económico.
- Las pieles desechadas que se encuentren en mal estado se podrá usar de molde para obtener las nuevas pieles.

3.2.2.1.2 Desventajas.

- Al intentar enderezar algunos componentes estos tiendan a romperse.
- Las pieles, los elementos estructurales o materiales que se quieran volver a utilizar en la reconstrucción, puedan llegar a modificar la reconstrucción del empenaje, debido a que estas pudieron haber sufrido alguna alteración en el momento del accidente.
- Al momento de ensamblar el empenaje y sus componentes algunas de estas pieles y/o elementos estructurales no calcen, provocando tiempo perdido.

3.2.2.2 Segunda Alternativa

3.2.2.2.1 Ventajas.

- Las partes nuevas permitirán un ahorro de tiempo ya que al ser nuevas, se evitará pasar por varios procedimientos que conlleva una piel o elementos estructurales restaurados.
- Por el hecho de ser nuevas las pieles y los elementos estructurales tendrán todas sus propiedades intactas, evitando así un futuro desperfecto al momento de la reconstrucción.
- Con este tipo de materiales la reconstrucción no es compleja.

3.2.2.2.2 Desventajas.

- Incremento de gastos para la empresa.
- Al no ser partes propias del avión estas pueden afectar, el desarrollo de la reconstrucción.
- Se gastará tiempo, ya que al ser materiales nuevos estos son pedidos al extranjero por lo que su envío se demorará en llegar o a la vez el material no llega junto con lo demás.

3.2.3 Estudio de Factibilidad.

En el desarrollo del trabajo de reconstrucción del empenaje de la aeronave Cessna T206H se consideró los siguientes Aspectos:

- Aspecto legal.
- Aspecto técnico
- Aspecto económico
- Aspecto complementario.

3.2.3.1 Aspecto Legal.

- El presente trabajo de reconstrucción se fundamenta legalmente en la ley orgánica de Educación Superior (LOES).
- La rehabilitación de la aeronave Cessna T206h, está aprobada por la Dirección General de Aviación Civil. (DGAC)

3.2.3.2 Aspecto Técnico.

- **Habilitación:** El ensamblaje de la cola y montaje de sus componentes deben calificar por llegar a utilizar materiales de buena calidad que cumplan con los estándares de funcionamiento operatividad y seguridad.
- **Rendimiento:** El rendimiento del empenaje debe tener un alto grado de seguridad para que la misma trabaje y cumpla con la finalidad para la cual fue reconstruida.
- **Material:** Los materiales adquiridos para el desarrollo de este trabajo deben ser de fácil acceso en el mercado y al mismo tiempo manipulables para así lograr un trabajo óptimo.
- **Fiabilidad:** Este factor es considerado de gran importancia ya que evalúa el funcionamiento satisfactorio de cada una de las alternativas tomadas.

3.2.3.3 Aspecto Económico.

- **Costo de reconstrucción:** Este parámetro indicado, tiene una gran importancia para una decisión adecuada, ya que para la selección del material y componentes adecuados, se trata de buscar la alternativa más eficiente.

3.2.3.4 Aspecto Complementario.

- **Tamaño:** Trata sobre el espacio que va a ocupar el empenaje a las dimensiones con el resto de la aeronave.
- **Forma:** En este punto toma en cuenta la estética del empenaje y de cada uno de sus componentes.

3.2.4 Matriz de evaluación y decisión.

Tabla 3.1

Matriz de evaluación y decisión.

Parámetro de Evaluación.	de Alternativas		Alternativa Ideal
	A1	A2	
Habilitación	0.8	0.5	1
Rendimiento	0.8	0.5	1
Materiales	0.7	0.5	1
Fiabilidad	0.8	0.5	1
Costo	de 0.6	0.4	1
Reconstrucción			
Tamaño	0.8	0.8	1
Forma	0.7	0.7	1
Total	5.2	3.9	1
%	74%	56%	100%

Por consiguiente mediante una comparación gráfica, se analiza la alternativa que más se aproxime a la ideal, así como se lo muestra en la figura 3.2:

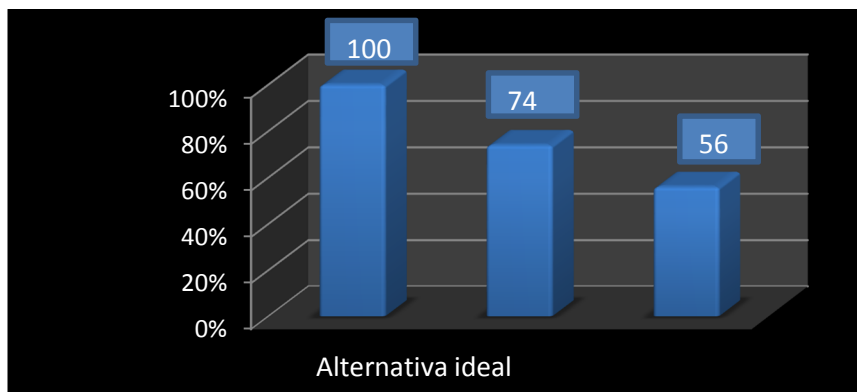


Figura 3.2: Grafico de análisis.

3.2.5 Selección de la mejor alternativa.

Una vez realizado el análisis de cada alternativa, el estudio técnico y la evaluación de los parámetros, se llega a determinar que la primera alternativa presenta mejores condiciones de operación y diseño, debido al material disponible su facilidad de construcción y maniobrabilidad para el desarrollo de la reconstrucción del empenaje.

3.3. DISEÑO.

3.3.1 Orden de reconstrucción.

- Informe de daños del empenaje.
- Desarmado y división del empenaje.
- Desmantelamiento previo a la reparación estructural.
- Selección de las láminas de Aluminio.
- Proceso de reconstrucción estructural de los elementos estructurales.
- Proceso de remachado.
- Pedido de elementos estructurales del empenaje por medio del IPC.
- Reconstrucción estructural de las partes del empenaje.

- Tratamientos de corrosión.
- Aplicación de Ensayos No Destructivos (N.D.T) en el empenaje.
- Instalación de los estabilizadores y timones.
- Limpieza del empenaje

3.3.2 Materiales y herramientas usadas para la reconstrucción del empenaje.

Detalle de las máquinas, herramientas y materiales utilizados en la reparación.

Tabla 3.2

Codificación de Herramientas.

N°	HERRAMIENTAS	CÓDIGO
1	Escuadras	H1
2	Rayador	H2
3	Tijeras de Hojalatero	H3
4	Limas	H4
5	Clequera	H5
6	Clecos	H6
7	Brocas	H7
8	Botadores/ Punta	H8
9	Cinceles	H9
10	Fresadoras	H10
11	Avellanadores	H11
12	Buterolas	H12
13	Aguantadores	H13
14	Martillos	H14
15	Machuelos	H15
16	Remaches	H16
17	Pernos	H17
18	Llaves	H18
19	Brochas	H19

Tabla 3.3**Codificación de maquinaria.**

N°	HERRAMIENTAS	CARACTERÍSTICAS	CÓDIGO
1	Taladro	110 psi	M1
2	Remachadora Neumática	110 psi	M2
3	Soplete	110psi	M3
4	Dobladora	Manual	M4

Tabla 3.4**Materiales.**

N°	HERRAMIENTAS	CARACTERÍSTICAS	CÓDIGO
1	Lamina de aleación de aluminio.	Espesor 0.016"	L1
2	Lamina de aleación de aluminio.	Espesor 0.025	L2
3	Lamina de aleación de aluminio.	Espesor 0.032"	L3
4	Lamina de aleación de aluminio.	Espesor 0.40"	L4

3.3.3 Informe de daños del empenaje.

Para un mayor entendimiento en el informe de daños, se procedió a dividir el empenaje en sus partes, el cono de cola, los estabilizadores horizontal y vertical, la aleta Rudder y los elevadores, para obtener un mayor conocimiento sobre los daños efectuados en cada una de ellas y así con mayor facilidad continuar con la rehabilitación estructural.

- Como consecuencia del impacto la aeronave quedo invertida, sufriendo un doblamiento y severos golpes en el tailcone (cono de cola), desde la estación FS 124.00 hasta la estación FS 166.40, con un daño considerable en su estructura interna como son: largueros, costillas y revestimiento laminar.



Figura 3.3: Cono de cola (Tailcone).

- El Estabilizador Vertical sufrió daños en los largueros principales, y parte de la superficie laminar ya que la aeronave quedo invertida y todo el peso de la cola soporto el estabilizador.



Figura 3.4: Estabilizador Vertical.

- El Estabilizador Horizontal debido al impacto y peso de los elevadores sufrió un doblamiento en su viga principal, produciéndose un corrugamiento de la superficie laminar superior e inferior.



Figura 3.5: Estabilizador Horizontal.

- El conjunto de elevadores LH y RH como consecuencia del impacto sufrió un corrugamiento laminar, tanto de la parte superior e inferior.



Figura 3.6: Timón de profundidad o Elevadores RH y LH.

- El timón de dirección o aleta Rudder no sufrió daño alguno.



Figura 3.7: Timón de Profundidad o aleta Rudder.

3.3.4 Desarmado y división del empenaje.

Después del análisis hecho al empenaje de la aeronave Cessna T206H, y ver los daños que esta sufrió, se procedió a desmontar cada uno de sus componentes, para poder trabajarlas por partes.

Se comenzó a desmontar primero a los estabilizadores, mediante el uso del manual de mantenimiento (ATA 55) para desmontaje de los estabilizadores, comenzando desde lo que es el estabilizador vertical hasta el estabilizador horizontal, continuando con el proceso, se desarmó el fuselaje del empenaje esto se lo hizo separándolo del sobrante del fuselaje de la aeronave como se puede observar en la fig. 3.8.



Figura 3.8: Separación del tailcone del fuselaje de la aeronave.

Mediante las indicaciones del Manual de Mantenimiento del Cessna se procedió a desarmar también cada parte del empenaje de la siguiente manera:

- Al estabilizador vertical se separa del timón de dirección o aleta Rudder
- Y al estabilizador horizontal de los elevadores.

El desmontaje de cada uno de los componentes que comprenden el empenaje de la aeronave T206H se puede visualizar en la Fig. 3.9.



Figura 3.9: Desarmado y división del empenaje.

3.3.4.1 Análisis de materiales servibles del empenaje.

Después de haber desmontado todos los componentes del empenaje y dejarlos por separado, se procedió a examinar a cada uno de ellos para ver los golpes, abolladuras, corrugamiento laminares que estos poseían, con el fin de tener el conocimiento de que materiales se los podría volver a utilizar en la rehabilitación del empenaje, llegando a la conclusión que se puede volver a usar la mayor parte de los mismos, ya que estos bien han salido sin golpe alguno o son factibles de reparación.

3.3.5 Desarmado previo a la reparación estructural.

Al haber ya separado las partes del empenaje, se procede a lo que es el desarmado total de cada uno de los componentes del empenaje, es decir, extraer las pieles y elementos estructurales, tanto los que no han calificado para ser utilizado para la reparación, como los que se reutilizará.

Para la extracción de pieles y elementos estructurales se debe seguir una serie de pasos.

Comenzando por lo que es el taladrado. Debido a que las partes que se van a quitar son esenciales para la rigidez de la estructura en conjunto, se debe apoyar el resto de la estructura antes del desmontaje de modo tal que se evite una deformación o daño permanente a esta.

Los remaches se pueden quitar utilizando herramientas especiales, ideadas para tal objeto, o graneteando las cabezas, perforándolos casi completamente para ello se usa el taladro con una broca del mismo calibre que los remaches, se encuentran remaches con medidas de 3/32", 1/8" y 5/32" los más usados en esta reparación; Se Taladra únicamente la cabeza del remache no sobrepasándolo, ya que al servir el elemento estructural sea mamparo, marco, largueros o costillas, se lo utilizará en la reconstrucción, y al pasarse de la cabeza el orificio se agranda, esto ocasionando que cambie la medida del remache, provocando diferentes distorsiones en el empenaje como:

- El cambio de diseño original de él.
- Cambio de fluido de aire que pasa por él

Por estas dos situaciones se debió tener mucho cuidado al momento de taladrar las cabezas de los remaches.

Por precaución se deben revisar las uniones remachadas adyacentes a las piezas dañadas para comprobar si hay falla parcial (corrimiento) quitando uno o varios remaches para ver si los taladros se han ovalizado o si aquellos han empezado a cortarse.



Figura 3.10: Taladrado sobre los remaches.

Al haber taladrado las cabezas de los remaches, sean de cabeza embutida, redonda, o avellanada, se prosigue a degollarlos, de un fuerte golpe ya sea con un pequeño cortafrío, botador o punta, cincel y martillo.

Cuando es de cabeza embutida o redonda, se usa el cincel y martillo esto es: se coloca la punta del cincel en una esquina del remache y con el martillo, se prosigue a golpear el cincel con el fin de que la cabeza se desprenda del cuerpo del remache; Si el remache es de cabeza avellanada con una punta se saca la cabeza, introduciendo la punta en la cabeza se la mueve hasta que esta se desprenda.

Con un botador y un martillo se saca el cuerpo del remache, se coloca el botador sobre el cuerpo del remache sobrante y se golpea con el martillo, hasta que el vástago caiga y las pieles o elementos estructurales se separen.

Este proceso se lo repite con todas las partes de empenaje, como el tailcone o fuselaje del empenaje, el estabilizador vertical, el estabilizador horizontal con sus elevadores, dejando en esqueleto a cada una de ellas.



Figura 3.11: Esqueleto Tailcone.

El mismo procedimiento se lo hizo con los elementos estructurales, ya que como se lo ha dicho anteriormente, estos son utilizados para la reconstrucción estructural.

Con este proceso se le deja al empenaje prácticamente desmantelado solo en piezas para ser reconstruidas, es decir únicamente se visualiza piezas, pieles regadas sin ninguna forma como lo podemos ver en la fig. 3.12.



Figura 3.12: Pieles y elementos estructurales, extraídos del Empenaje.

3.3.6 Selección del Aluminio para partes de repuesto.

Al escoger la aleación, generalmente es satisfactorio utilizar la 2024 en vez de la 2017, en vista de que la primera es más resistente. En consecuencia no es permisible utilizar la 2024 por la 2017, a menos que la deficiencia en resistencia del segundo material se compense mediante un incremento en el espesor del material o que la resistencia de la estructura se verifique por ensayos o análisis.

La información sobre las propiedades de resistencia comparativa de estas aleaciones, está contenida en el manual MIL-HDBK-5 METALIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR FLIGHT VEHICLE STRUCTURE.

La elección del temple depende de la severidad del moldeado subsiguiente, en esta reparación se usó el tratamiento térmico de solución y trabajo en frío, usualmente conocido como T3.

Las partes que tengan una curvatura simple y líneas rectas de doblado con un radio de doblez grande, pueden modelarse convenientemente de material termotratado, mientras que un componente tal como una cuaderna de fuselaje tendría que modelarse de lámina dúctil y recocida y termotratarse después del moldeado.

Debe tenerse la seguridad de que las partes de lámina metálica que vayan a dejarse sin pintar estén hechas de material blindado (revestido de aluminio).

Cerciorarse de que todo el material de lámina y las partes terminadas estén libres de grietas, rayaduras, pliegues señales de herramientas, picaduras de corrosión y otros defectos que pueden contribuir posteriormente a una falla.

3.3.7 Proceso de reconstrucción estructural de los elementos estructurales.

3.3.7.1 Proceso de reconstrucción estructural de las costillas.

Para proceder en la reparación de las costillas de las diferentes partes del empenaje, se empieza por sacar molde de una costilla ya utilizada.

Hágase las costillas de repuesto basándose en un plano aprobado por el fabricante o en un dibujo hecho por la agencia de reparaciones, y certificado como correcto por el fabricante,

Mediante un martillo de goma se golpea a la costilla usada hasta que esta quede totalmente plana, La costilla original puede ser de plantilla para hacer la nueva, de ahí se prosigue hacer el copiado de la costilla en una lámina nueva ya sea de 0.016", 0.025", 0.032", 0.040" de espesor mediante los siguientes pasos:

- Se coloca la lámina de la costilla sobre la lámina nueva. Se taladra los orificios de taladro que se encuentran en la lámina usada, cada vez que se va haciendo un agujero colocar un cleco para que ambas láminas se mantengan unidas y fijas.
- Al haber ya taladrado los agujeros y haberlos asegurados, mediante un rayador pasar por el contorno de la lámina de la costilla copiando ya el molde de este, también se señala los orificios que esta parte posee.
- Ya habiendo copiado el molde en la lámina se retira los Clecos y el molde, a continuación proseguir a cortar la lámina con una tijera de hojalatero y con la ayuda de machuelos se prosigue hacer los agujeros que la pieza posee mediante una perforación.

- Ya cortada y hecho los orificios correspondientes en la lámina se le da un acabado, para la pieza en si se utiliza las limas con el fin de limar las asperezas que esta tenga y para los huecos se hace uso de las fresadoras con el objetivo de darle un mejor redondeado.
- Se prosigue hacer los dobles correspondientes; Para los dobles se debe realizar previamente una señalización del tamaño que este lleva en pulgadas, luego se lleva a la dobladora la pieza para realizar los dobleces correspondientes.
- Para dobleces pequeños y que no se pueden realizar en la dobladora se los hace mediante el uso de moldes de madera, esto es, que al tener el molde hecho de madera con los dobleces que se requiere mediante un martillo de goma se golpea a la lámina hasta que esta quede conforme con el molde llegando a tener así los dobleces que la costilla posee.
- Y Finalmente ya hecho todos los dobleces se cubre a la costilla con alodine.



Figura 3.13: Costilla reconstruida.

3.3.7.2 Proceso de reconstrucción estructural de las pieles o revestimientos.

Para la reparación de la piel se tiene pasos similares a los de la costilla, estos son:

- Se taladra todos los orificios que se encuentran en la piel vieja, mediante Clecos sujetar las dos pieles.
- Se toma molde de la piel vieja para reconstrucción de la nueva, es decir que con un rayador se dibuja en el contorno de la piel vieja sobre la lámina nueva dependiendo del espesor que se vaya a utilizar como puede ser: 0.016", 0.025", 0.032", 0.040"; Se procede a cortar con una tijera de hojalatero.
- Para darle acabado a la piel limar su contorno con el fin de quitarle las asperezas que pueda tener.
- Finalmente se la cubre con alodine.



Figura 3.14: Proceso de reconstrucción de la piel.

3.3.8 El remachado en el proceso de reconstrucción estructural.

3.3.8.1 Identificación del material de remaches.

Para el uso de los remaches primero se los identifico el material de la siguiente manera:

- El 2117-T3: Es el material de remaches que más comúnmente se han utilizado, ya que estos se los usa tal como se recibieron sin la necesidad de utilizar tratamientos.
- Los remaches 2017-T3, 2017-T31 y 2024-T4: Son usados en estructuras de aleación de aluminio donde se necesitó una mayor resistencia que la de 2117-T3.

3.3.8.2 Sustitución de remaches de aleación de aluminio.

Todos los remaches de cabeza emergente (cabeza redonda, plana y de gota de sebo) pueden ser sustituidas con remaches del mismo tipo o con remaches de cabeza universal AN-470, y únicamente se deben utilizar remaches de cabeza embutida para sustituir a los de este mismo tipo.

3.3.8.3 Sustitución de remaches por otros de diferentes dimensiones y resistencia.

Es recomendable que se sustituyan los remaches por los que tengan la misma dimensión y resistencia.

Pero debido a que cuando se taladro al remache el orificio de este se agrando, deformato y a su vez se dañó, se procede a perforar para dar cabida al remache de la siguiente medida más grande; sin embargo, hay que asegurarse que la distancia de borde y las separaciones entre los remaches.

Los remaches no deben ser sustituidos por los de un tipo menos resistente, a menos que la resistencia inferior se compensara adecuadamente con un aumento en tamaño del remache o un mayor número de remaches.

3.3.8.4 Distancia de los remaches.

Se ha definido que la distancia de un remache al borde es la distancia del centro de su taladrado al borde más próximo de la lámina, y la separación entre los remaches es la distancia entre los centros de los taladrados respectivos.

Para la reconstrucción estructural del empenaje se ha aplicado la distancia y separación de fila simple: La distancia al borde no debe ser menor 2 veces el diámetro del remache y, la separación, no menor de 3 veces dicho diámetro.

3.3.8.5 Colocación de remaches.

Los remaches 2117 pueden colocarse tal como se reciban, pero los remaches 2017 de más de 3/16" (4.76mm) de diámetro y todos los remaches 2024 tienen que guardarse refrigerados, en la condición de "enfriados" hasta que se coloquen, o termotratarse de nuevo justamente antes de su colocación, pues de lo contrario estarían demasiados duros para un remachado satisfactorio.

3.3.8.6 Patrones de remachado nuevo y reformado.

Se ha diseñado el patrón de remachado nuevo y reformado, para la resistencia requerida de acuerdo a las instrucciones siguientes:

- Determinar el tamaño y el patrón de los remaches para una junta de solapa única.

- Se ha de utilizar un diámetro de remache aproximadamente tres veces el espesor de la lámina, $3 \times 0.032 = 0.096$ pulgada.
- Igualmente utilícese el número de remaches requeridos por pulgada de anchura, de acuerdo a la siguiente tabla:

Tabla 3.5**Numero de remaches.**

Espesor. Pulgadas	Numero de remaches		
	3/32"	1/8"	5/32"
0.016	6.5	4.9	-----
0.025	6.5	4.9	3.9
0.032	8.9	4.9	3.9
0.40	11.1	6.2	4.0

- De igual forma se dispones los remaches con una separación no menor de la indicada en la tabla 3.5.

3.3.9 Pedido de elementos estructurales del empenaje por medio del Catálogo Ilustrado de Partes (IPC).

Durante la reconstrucción estructural del empenaje, se encuentran piezas que tienen una dificultad de reparación por lo que la más óptima alternativa es pedirla nueva de fábrica, y para esto se hace uso del catálogo ilustrado de partes (IPC).

El uso del IPC es muy sencillo ya que únicamente se debe ver el valor numérico que existe en la figura para comprobarlo en la lista, una vez comprobado continuar con el pedido del elemento estructural, anotando el número de parte y el nombre que corresponde al ítem indicado, como se puede visualizar en la figura 3.15.

PART		NOMENCLATURE	EFFECTIVITY		UNITS
ITEM	NUMBER		FROM	TO	
STABILIZER INSTALLATION - FIGURE 01					
STABILIZER INSTALLATION					
- 1	1232600-26	- STABILIZER ASSY 206	08001	08326	01
- 1A	1232600-26	- STABILIZER ASSY T206	08001	08980	01
- 1B	1232600-35	- STABILIZER ASSY 206	08327	& ON	01
- 1C	1232600-35	- STABILIZER ASSY T206	08981	& ON	01
2	ANA-11A	- BOLT			04
3	NAS1149FD463P	- WASHER			04
4	MS21042L4	- NUT			04
- 5	1232622-23	- SPAR ASSY-FRONT			01
6	1232622-24	- SPAR-FRONT			01
7	1232622-27	- SPLICE			01
8	1232622-26	- CHANNEL			01
9	1232622-18	- SUPPORT-ANGLE			01
10	1232622-6	- SUPPORT-ANGLE			01
- 11	1232621-6	- SPAR ASSY-REAR 206	08001	08320	01
- 11A	1232621-6	- SPAR ASSY-REAR T206	08001	08956	01
- 11B	1232621-7	- SPAR ASSY-REAR 206	08321	& ON	01
- 11C	1232621-7	- SPAR ASSY-REAR T206	08957	& ON	01
12	1232621-2	- SPAR-REAR 206	08001	08320	02
- 12A	1232621-2	- SPAR-REAR T206	08001	08956	02
- 12B	1232626-1	- SPAR-REAR 206	08321	& ON	02
- 12C	1232626-1	- SPAR-REAR T206	08957	& ON	02
13	1232621-3	- CHANNEL 206	08001	08320	01
- 13A	1232621-3	- CHANNEL T206	08001	08956	01
- 13B	1232626-2	- CHANNEL 206	08321	& ON	01
- 13C	1232626-2	- CHANNEL T206	08957	& ON	01
14	1232621-4	- CHANNEL			01
15	1232621-5	- CHANNEL			01
16	1232624-1	- REINFORCEMENT			02
17	1232612-1	- BRACKET-HINGE			02
18	1234626-1	- HINGE ASSY - OUTBOARD 206	08001	08320	02
- 18A	1234626-1	- HINGE ASSY - OUTBOARD T206	08001	08956	02
- 18B	0732110-5	- HINGE ASSY - OUTBOARD 206	08321	& ON	02
- 18C	0732110-5	- HINGE ASSY - OUTBOARD T206	08957	& ON	02
19	0732100-7	- HINGE ASSY - INBOARD 206	08001	08320	02
- 19A	0732100-7	- HINGE ASSY - INBOARD T206	08001	08956	02
- 19B	0732110-1	- HINGE ASSY - INBOARD 206	08321	& ON	02

- Item not illustrated

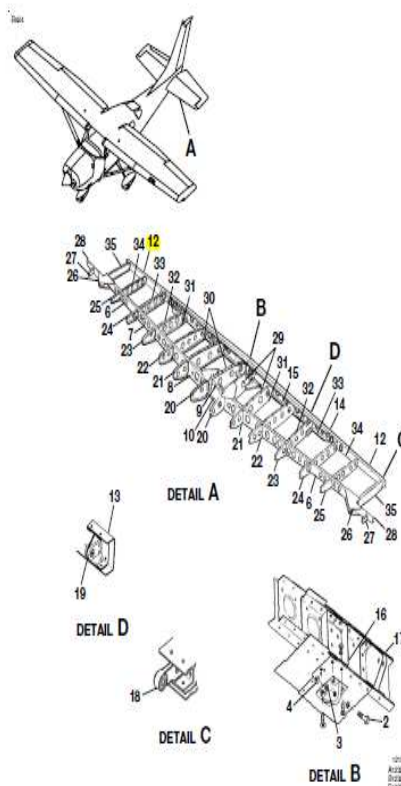


Figura 3.15: Ilustración del pedido en el IPC.

3.3.10 Reconstrucción estructural de las partes del empenaje.

Después de haber desmantelado al empenaje y dejarlo en piezas y en pieles, se comienza con lo que es ya en si la reconstrucción estructural del empenaje.

Para la reconstrucción del empenaje y sus partes, se tomarán como referencia técnica el Manual de Mantenimiento N.206HMM18, Catálogo Ilustrado de partes N.206HPC19, y el AC-43-13 procedimientos técnicos de reparación, los mismos que permitirán trabajar de manera técnica y planificada optimizando el tiempo y repuestos.

De igual forma se hace uso de la herramienta adecuada para lograr una reparación estructural óptima.



Figura 3.16: Herramientas para el uso en la reparación estructural.

3.3.10.1 Reconstrucción estructural sección Estabilizador Horizontal y Elevadores (RH Y LH).

En el desmantelado por completo del estabilizador horizontal y de los elevadores tanto izquierdo como derecho, se pudo visualizar que algunas costillas de ambos elevadores y del estabilizador se encontraban en buen estado, dejando únicamente unas cuantas para reparar y por consiguiente se prosigue a reparar las costillas mediante el proceso de reparación estructural de las costillas.

De igual manera se reconstruye la piel de los elevadores y del estabilizador, ya que estos sufrieron un corrugamiento laminar, tanto de la parte superior como en la inferior, que ya se mencionó con anterioridad.

Para la reparación de la piel igual que la costilla se sigue los mismos pasos de reconstrucción estructural.

Otro elemento estructural que se encuentran en el estabilizador y los elevadores son los largueros, estos luego de que se les hizo el análisis de ser materiales servibles o no, se llegó a la conclusión de que se encontraban en buen estado, por el cual no se los reemplazo y se los reutilizo en los elevadores y estabilizador.

Continuando con la reparación estructural de los elevadores y del estabilizador, una vez ya reconstruido las costillas faltantes y las pieles nuevas y tener los largueros en un buen estado, se prosigue a armar los elevadores mediante la unión de estas costillas, pieles y largueros por medio del remachado.

Se remachan las costillas con los largueros con remaches de $3/32$, $1/8$ y $5/32$ embudidos, una vez ya remachadas estas dos partes se prosigue por remachar las pieles o recubrimientos con los largueros y costillas.



Figura 3.17: Armado estructural de los elevadores RH y LH.

Estos elementos estructurales debido a que no se encuentran en tan mal estado y siendo susceptible a reparación se procedió por repararlas, otras se encontraban intactas por las que se reutilizo y concluyendo se las remachó tanto a los elevadores como al estabilizador.

Y finalmente se remacha los diferentes elementos estructurales que conforman los elevadores y el estabilizador horizontal, siendo estas:

Elevadores.

- TRAILING EDGE ASSY RH.
- TRAILING EDGE ASSY LH.
- TRIM TAB ASSY- ELEVATOR.



Figura 3.18: TRAILING EDGE ASSY RH.

Estabilizador.

- TIP STABILIZER T206 FSO.
- Carenado del estabilizador superior LH (lado izquierdo).
- Carenado del estabilizador superior RH (lado derecho).
- Carenado del estabilizador inferior LH (lado izquierdo).
- Carenado del estabilizador inferior RH (lado derecho).



Figura 3 19: TIP STABILIZER.

3.3.10.2 Reconstrucción estructural sección Estabilizador Vertical y Aleta Rudder.

Posteriormente del informe de daños realizado, se visualizó que la Aleta Rudder se encontraba en buenas condiciones, tanto en sus elementos estructurales como en sus pieles, por lo que se descartó hacerle alguna reparación estructural, únicamente se procede a realizar el despintado total para realizar el chequeo de corrosión como establece la sección 5.30.00 del Manual de Mantenimiento de Cessna.

Por otro lado de igual forma se realizó el informe de daños al estabilizador vertical, mostrando que sufrió daños en sus largueros, por los que debido a su tipo de material y complejidad de restauración, se procede a la importación de estas partes para su reparación, mediante el uso del IPC.

Debido a que también sufrió corrugamiento laminar tanto en la parte derecha como la izquierda se comenzó hacer el reemplazo de las láminas, dando paso al proceso de reconstrucción de las pieles, siguiendo los pasos que en ella se encuentran, para la reconstrucción de estas se utilizó láminas de 0.025" de espesor, obteniendo como resultado las pieles o revestimientos nuevas de los laterales del estabilizador vertical.

Los revestimientos que se encuentran en la parte inferior del estabilizador no tuvieron daño alguno, por lo que se los reutilizo en la reconstrucción.

En el estabilizador vertical también se encontraron costillas a reparar por lo que se utilizó el proceso de reconstrucción de las costillas para repararlas.

Una vez ya reparadas las costillas y los revestimientos o pieles y tener el pedido de los largueros se procede a lo que es el ensamblaje de los mismos mediante el remachado, utilizando remaches de 1/8 y 3/32 en su mayoría y 5/32 cuando se unieron piezas al estabilizador.



Figura 3.20: Estabilizador Vertical del Cessna T206H.

Finalmente se remacha los elementos estructurales faltantes del estabilizador los cuales ya han sido sometidos a reparación o a su vez por su buen estado únicamente se los reutilizo como son:

- CAP-FIN TIP ASSY 206.
- DOUBLER-LEADING EDGE SKIN
- Carenado de ensamble dorsal delantero derecho e izquierdo (Rh y LH).
- Carenado de ensamble dorsal posterior derecho e izquierdo (Rh y LH).

Los carenados de ensamble dorsales permiten la unión del estabilizador al cono de cola (tailcone).

3.3.10.3 Reconstrucción estructural sección Cono de cola (Tailcone).

Después del informe de daños realizado al tailcone se pudo ver que tuvo daños considerables en su estructura interna como externa, teniendo como resolución la reconstrucción del revestimiento, la reutilización de ciertos mamparos y el pedido de nuevos productos como; la de los mamparos faltantes, largueros, larguerillos y marcos, debido a que estos ya sea por el material o por el gran impacto que tuvieron fueron imposibles de tomarlos como moldes o repararlos.

Para tomar el molde del revestimiento se hizo uso de las láminas viejas, siguiendo el proceso de reconstrucción estructural de las pieles, se utilizó láminas 0.025" de espesor; Pero en estas surgió un pequeño inconveniente ya que al sufrir el doblamiento se cortaron las pieles dejando un semi-molde. Lo que por iniciativa de los técnicos al haber ya hecho los moldes hasta donde se permitió, se extendió el rayado que se hace en la lámina, en si este molde deberá quedar en forma de cono para que cuadre en la estructura del tailcone y en el fuselaje de la aeronave.

Debido a este pequeño percance, los orificios que normalmente se hacen en el proceso de reconstrucción esta vez se los realizan al momento de ensamblar el revestimiento con la estructura, para que todos los orificios cuadren y no haya un desperfecto al momento de remachar.

Pero para antes del remachado se debe armar la estructura del tailcone, esto es mediante el uso de Clecos, unimos lo que son los largueros, larguerillos, mamparos y marcos.

La estructura del cono de cola (tailcone), se lo une con el fuselaje de la aeronave, esto a través de canales, para lograr tener una mayor estabilidad del tailcone.

En los canales posteriores, en donde van unidos los largueros, debido al impacto que tuvieron se generaron rajaduras por el cual se procedió hacer refuerzos a estos, con una lámina 0.032" de espesor , realizándoles los dobleces correspondiente y remachándolos con remaches de 1/8 avellanados para no alterar la unión.

El armado de la estructura del fuselaje del empenaje comienza desde el Cono de Cola (tailcone) posterior como se puede visualizar en la figura 3.21.



Figura 3.21: Remachado de los refuerzos de los canales.

El tailcone posterior no sufrió daño alguno por lo que se lo reutilizo, y después del chequeo pertinente se lo ensambla.



Figura 3.22: Armado estructural de la cola.

Luego de haber armado la estructura se procede a unirla con el fuselaje de la aeronave por medio de los canales, inmediatamente se va a colocar el revestimiento, para este caso se ha hecho tres revestimientos uno superior y dos laterales. En vista de que las láminas no tienen la forma cónica se las va a pasar por una barroladora por un cierto tiempo, para que vayan adquiriendo la forma. Una vez ya que las láminas adquirieron la forma cónica se prosigue por hacer los taladrados de acuerdo a los orificios de los elementos estructurales, mientras se va realizando las perforaciones se va colocando un cleco. Este proceso se lo repite para los tres revestimientos.

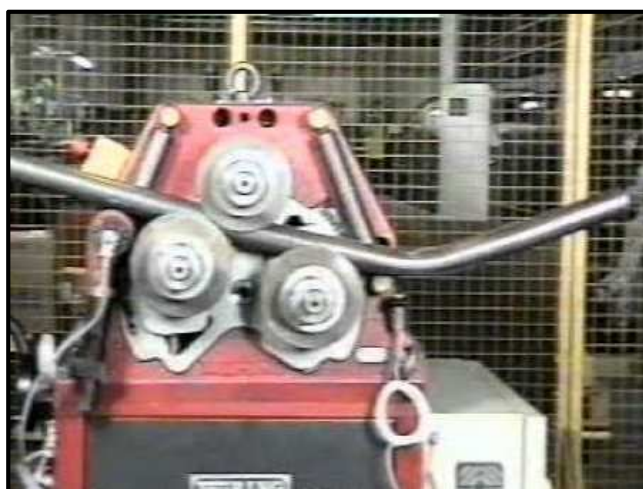


Figura 3.23: Barroladora.

Una vez hecho todos los orificios en los revestimientos y que estos hayan cuadrado con la estructura y el fuselaje de la aeronave sin problema alguno, se prosigue con lo que es ya el remachado.

Para empezar a remachar se lo hace por medio de la guía del revestimiento, comenzando por los laterales y finalizando con el superior, y es así como se van uniendo los revestimientos con los largueros, larguerillos, mamparos y marcos, con remaches de 1/8 embutidos, estos remaches van a lo largo del Tailcone. Existen orificios agrandados por lo que se procedió a colocar remaches de 5/32, cabe recalcar que estos no afectan a la aerodinámica.



Figura 3.24: Remachado.

Una vez ensamblado la cola se prosigue a instalar el stinger en el tailcone posterior así finalizando con lo que es el ensamblaje de la cola o fuselaje de cola.

3.3.11 Tratamientos de corrosión.

El tratamiento para las secciones es de suma importancia ya que protege y evita que existan problemas de corrosión en el futuro.

3.3.11.1 Tratamiento de corrosión en la sección de cola.

Terminada la reconstrucción de la Sección cola se aplicara tratamientos para la corrosión que se detalla a continuación:

- ACF-50 FORMULA ANTI-CORROSION
- YELLOW EP-1-y 1 EPOXY PRIMER
- EH-10 EPOXY HARDENER

La aplicación de estos componentes, permitirán dar un tratamiento contra la corrosión y cumplir con lo que establece la Sección 5.30.00 del manual de mantenimiento de CESSNA CORROSION PREVENTION AND CONTROL PROGRAM.

3.3.11.2 Tratamientos de corrosión en la sección de elevadores (RH y LH) y Estabilizador Horizontal.

Luego de la reparación total tanto de los elevadores como del estabilizador horizontal, se procederá a dar el siguiente tratamiento de corrosión.

Chequeo por corrosión:

- APLICACIÓN REMOVEDOR
- ACF-50 FORMULA ANTI-CORROSION
- YELLOW EP-1-y 1 EPOXY PRIMER
- EH-10 EPOXY HARDENER

La aplicación de estos componentes, permitirán dar un tratamiento contra la corrosión y cumplir con lo que establece la Sección 5.30.00 del Manual de Mantenimiento de CESSNA CORROSION PREVENTION AND CONTROL PROGRAM y Sección 55-20-00 STABILIZERS del manual de Partes.

3.3.11.3 Tratamientos de corrosión en la sección estabilizador vertical y aleta Rudder.

El Aleta Rudder no sufrió daño por lo que se procederá a realizar el despintado total para realizar el chequeo de corrosión como establece la sección 5.30.00 del Manual de Mantenimiento de Cessna.

Chequeo por corrosión:

- APLICACIÓN REMOVEDOR
- ACF-50 FORMULA ANTI-CORROSION
- YELLOW EP-1-y 1 EPOXY PRIMER
- EH-10 EPOXY HARDENER

La aplicación de estos componentes, permitirán dar un tratamiento contra la corrosión y cumplir con lo que establece la Sección 5.30.00 del Manual de Mantenimiento de CESSNA CORROSION PREVENTION AND CONTROL PROGRAM y Sección 55-20-00 STABILIZERS del manual de Partes, se adjunta el listado de partes a cambiar.

3.3.12 Aplicación de Ensayos No Destructivos (N.D.T) en el empenaje.

Para la aplicación del N.D.T en el empenaje se tomaron en cuenta los siguientes métodos:

- Inspección Visual
- Líquidos penetrantes

Las cuales se emplean para detectar y evaluar las discontinuidades que existen en los componentes.

3.3.12.1 Inspección Visual.

La inspección visual se la llevó a cabo de forma inmediata en los componentes del empenaje, ya que esta inspección es el primer método de ensayo no destructivo, que consiste en la visualización directa o en conjunto con otras ayudas como: magnificadores, boroscopios y herramientas de medición siguiendo los procedimientos de cada fabricante.

Con este método se pudo inspeccionar casi todos los componentes en cierto grado, cabe recalcar, ya que únicamente pueden ser evaluados los elementos de forma superficial.

Esta inspección se la realizó a los estabilizadores con la aleta Rudder y los elevadores respectivamente, buscando algún fallo en sus largueros, costillas o en el revestimiento.

Teniendo como resultado:

- Rajaduras, doblamientos y corrosión en el área de los largueros.
- Ondulaciones, deformaciones en las costillas.
- Y corrugamiento laminar en el revestimiento.
- En la aleta Rudder no se encontró algún daño superficial.

De igual forma se realizó la inspección del cono de cola (tailcone) o fuselaje del empenaje y se encontró daños en sus mamparos, marcos, costillas, largueros, larguerillos, y su revestimiento dando lugar a:

- Corrugamiento laminar.
- Corrosión.
- Rajaduras superficiales.
- Ondulaciones.

No es una inspección muy compleja ya que se la realiza con la vista, es decir a través del ojo humano, no requiere de equipos sofisticados ya que los fallos son detectados de inmediato en la superficie de cada componente.

Además esta inspección resultó ser de bajo costo, y se lo puede hacer uno mismo, ya que requiere de un mínimo entrenamiento.

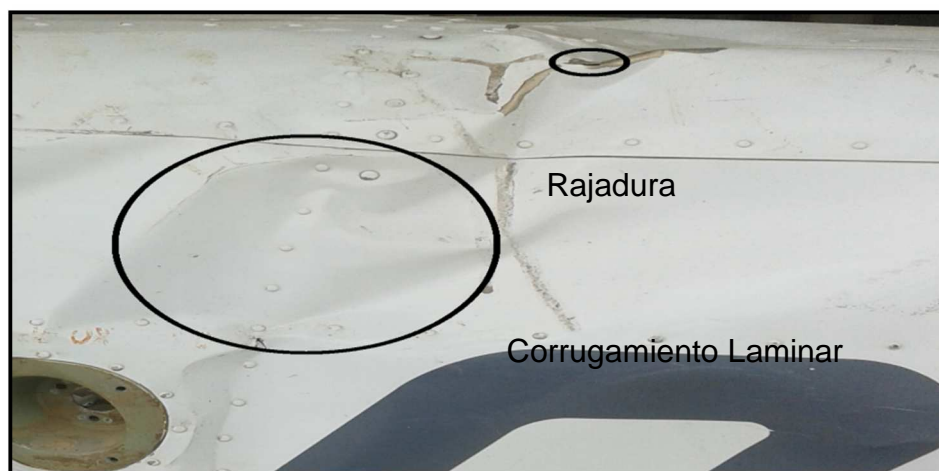


Figura 3.25: Detección de fallas en el Tailcone (Cono de cola).

3.3.12.2 Líquidos Penetrantes.

Este tipo de método no destructivo se lo ocupó en componentes donde no fueron posibles de detectarse las discontinuidades superficiales con la inspección visual, como son:

- Bisagras.
- Tubos de torque.

Como su nombre lo indica este método consiste en aplicar líquidos penetrantes al objeto de prueba, con un tinte visible o fluorescente.

A los componentes que se les desea hacer la prueba deben estar completamente limpios, despintados y libres de cualquier impureza que altere el resultado, por lo que se procede ya sea a despintar y/o lavar a las piezas, posteriormente hay que ponerlas a secar, de inmediato se les aplica el líquido fluorescente, se lo deja actuar por el tiempo que establezca el fabricante del líquido el cual es aplicado, la mayoría actúan de entre 10 a 20 minutos; Una vez que haya actuado el líquido se procede a lavar con abundante agua de igual manera se lo deja secar.

Para la visualización de las discontinuidades se lo hizo en un cuarto oscuro para que haya mejor apreciación de resultados, cuando existe una discontinuidad en el objeto se puede observar que esta se muestra de forma fluorescente, debido a que el líquido visible o fluorescente penetra en la discontinuidad.

Esta observación se la puede hacer únicamente a la vista pero para un mayor resultado se puede hacer uso de la luz ultravioleta ya que esta muestra con mayor claridad las discontinuidades teñidas del líquido.

Así teniendo como resultados:

- Las bisagras muestran discontinuidades abiertas a la superficie.
- Los tubos de torque que van en los elevadores se encuentran libres de discontinuidades.

Se obtuvo un resultado inmediato y permitió identificar defectos más profundos que los detectados en la inspección visual.

Este método se lo realizó en el hangar mismo, debido a que no necesita de equipos complejos o caros, en cuanto al personal se requieren pocas horas de capacitación.

Cabe recalcar que las superficies muy rugosas limitan su uso y que una selección incorrecta del revelador y/o penetrante puede ocasionar una falta de sensibilidad.



Figura 3.26: Aplicación de líquidos penetrantes.

3.3.13 Instalación de los estabilizadores y timones.

3.3.13.1 Instalación del estabilizador horizontal y los elevadores.

Se comienza a instalar en primer lugar el estabilizador horizontal, uniendo el estabilizador al tailcone AFT, esta unión se la hace por medio de cuatro pernos con sus arandelas respectivas y se los asegura con las tuercas correspondientes. Los pernos, las arandelas y las tuercas que se deben utilizar se muestran en el Manual de mantenimiento y en el Catálogo Ilustrado de partes siendo estos:

Tabla 3.6

Detalle de los pernos, arandelas y tuercas, Estabilizador Horizontal.

NOMBRE.	NUMERO DE PARTE (P/N).	CANTIDAD.
Perno	AN4-11 A	04
Arandela	NAS1149F0463P	04
Tuerca	MS21042L4	04



Figura 3.27: Instalación del estabilizador Horizontal.

En la instalación de los elevadores tanto derecho como izquierdo en el estabilizador, el primer paso a realizarse es el de ensamblar estos dos por medio del brazo de ensamble del elevador (ARM-ASSY ELEVATOR), el mismo que está formado por los siguientes componentes:

- Soporte del elevador RH y LH.
- Tubo de esfuerzo de torsión RH Y LH.
- Rodamiento inferior y superior.

Estos están ensamblados mediante tres pernos con sus respectivas arandelas y tuercas.

Tabla 3.7

Detalle de los pernos, arandelas y tuercas, elevadores RH Y LH.

Nombre	Numero de parte (P/N)	CANTIDAD
Perno	AN4 – 11 A	03
Arandela	NAS1149F0463P	03
Tuerca	MS21042L4	03

Ya unidos los elevadores se prosigue a ensamblarlos al estabilizador horizontal.

3.3. 13.2 Instalación del estabilizador vertical y Aleta Rudder

Se prosigue con la instalación del estabilizador vertical siguiendo los siguientes pasos:

- Se fija el larguero posterior de la aleta al fuselaje del empenaje con tornillos.
- Se instala los pernos superiores del tope del ascensor. En total se hace uso de 8 pernos con sus respectivas arandelas y tuercas.

Tabla 3.8

Detalle de los pernos, arandelas y tuercas, Estabilizador Vertical.

Nombre	Numero de parte (P/N)	CANTIDAD
Perno	AN4 - 7 ^a	02
Perno	AN5 - 6 A	02
Perno	AN4 - 6 A	04
Arandela	NAS1149F0563P	04
Arandela	NAS1149F0463P	08
Tuerca	MS21042L5	04
Tuerca	MS21042L4	04

Se asegura la aleta Rudder en el larguero mediante unas bisagras, por medio de pernos.

Tabla 3.9

Detalle de los pernos, arandelas y tuercas, Aleta Rudder.

Nombre	Numero de parte (P/N)	CANTIDAD
Perno	AN4 – 11 A	03
Arandela	NAS1149F0463P	03
Tuerca	MS21042L4	03

Nota: Para el ajuste adecuado de los pernos se deben someter a un torque establecido que se lo puede visualizar en la siguiente figura:





	 SAE 2	 SAE 5	 SAE 7	 SAE 8
Grado de Dureza	SAE 2	SAE 5	SAE 7	SAE 8
Marcas	Sin Marcas	3 lineas	5 lineas	6 lineas
Material	Acero al carbono	Acero al carbono	Acero al carbono templado	Acero al carbono templado
Capacidad de tensión Mínima	74 libras por pulgada	120 libras por pulgada	133 libras por pulgada	150 libras por pulgada

Figura 3.28: Torques.

3.3.14 Limpieza del Empenaje.

Una vez finalizado con lo que se refiere a reparación estructural de cada una de las partes del empenaje, se sigue con lo que es la limpieza de cada uno de ellos, debido a que se taladro y remacho, se pudo encontrar limallas en estos componentes, hasta el mismo polvo que existe en el ambiente se adhirió y penetró en los orificios que estos poseen, por lo que se cree pertinente limpiarlo. Para la limpieza primero se prosiguió a sopletear la sección del empenaje, así quitando toda limalla de los remaches y de las láminas que pudieron haber quedado.

Finalmente habiendo sopleteado y haber dejado sin ninguna limalla polvo o tierra se prosigue por lavarlo, mediante un shampoo especial para aeronaves, evitando que exista un posible problema de corrosión.

Por último se lo lava con abundante agua quitando todo exceso de shampoo, y se lo deja secar a ambiente en la parte exterior, y con un soplete se seca por la parte interior, tratando de evitar que quede residuos de agua los cuales también pueden provocar que se produzca corrosión.



Figura 3.29: Shampoo de Aviación.

3.3.15 Diagramas de procesos.

Un diagrama de proceso es una forma gráfica de presentar las actividades involucradas en la reparación estructural del empenaje.

La simbología utilizada en la elaboración de un diagrama de proceso es la siguiente:





NOMBRE	SIMBOLO	SIGNIFICADO
Ovalo		Operación
Cuadrado		Inspección
Hexágono		Fin de operación
Flecha		Conector

Figura 3.30: Simbología de un diagrama de procesos.

3.3.15.1 Diagrama de procesos para el desarmado y división del empenaje.

Se desarma y divide al empenaje para poder trabajarlas por partes cada uno de sus componentes.

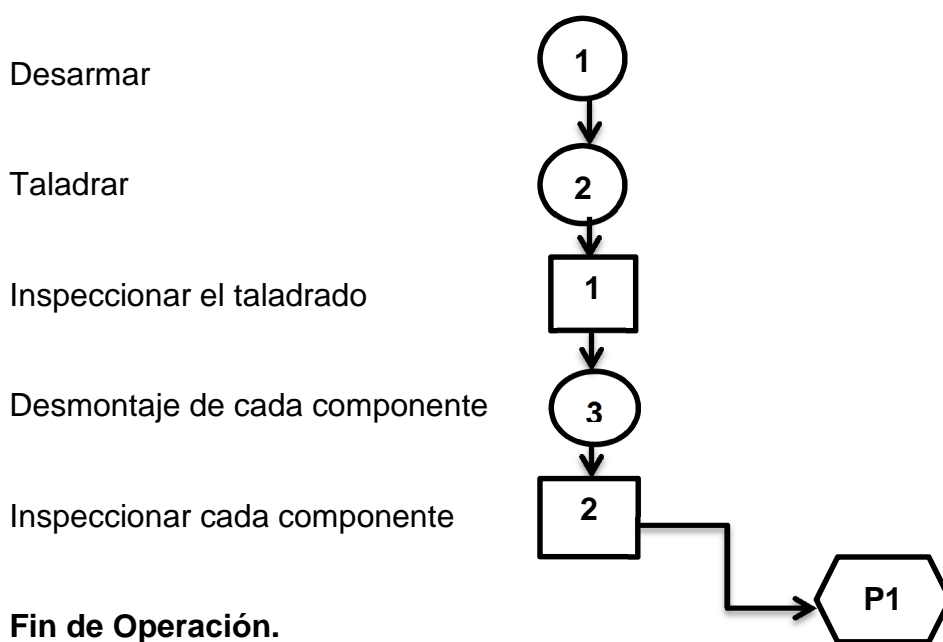


Tabla 3.10

Proceso de desarmado y división del empenaje.

N°	Descripción	Máquina (M)- Herramienta (H)-Material (L)- Tiempo (días).				
		M	T	H	T	L
1	Separación de cada uno de los componentes del empenaje.	M1	5	H7 H8-H9 H14 H18	5 5 5	
2	Separación del Tailcone o fuselaje del empenaje del resto de la aeronave	M1 -	5	H7 H8 H9 H3	5 5 5 5	

3.3.15.2 Diagrama de procesos para el desmantelamiento previo a la reparación estructural.

Se desarma en totalidad las pieles y elementos estructurales pertenecientes al empenaje.

Taladrado de los revestimientos.

Botar la cabeza del os remaches

Inspeccionar

Taladrado de remaches faltantes ubicados en los elementos estructurales.

Botar las cabezas los remaches

Botar el cuerpo de los remaches

Inspeccionar.

Fin de operación.

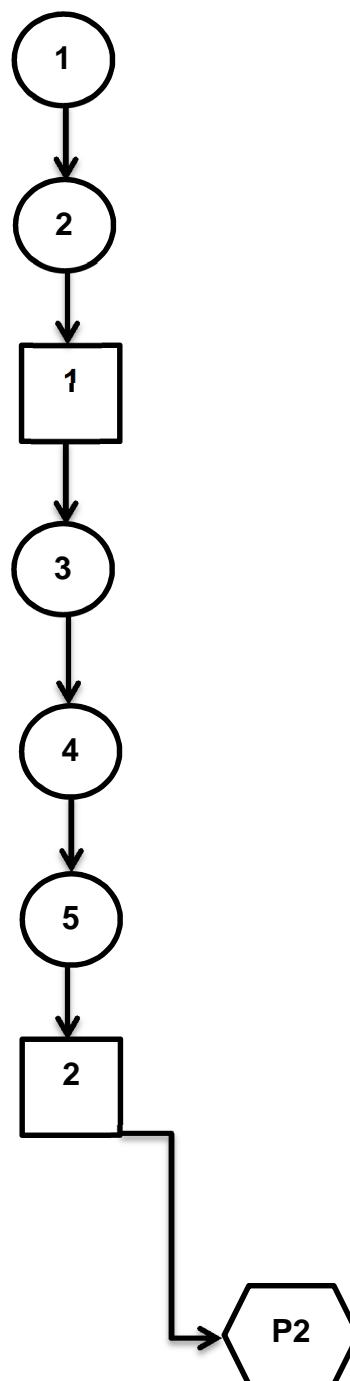


Tabla 3.11

Proceso de desmantelamiento previo a la reparación estructural.

N°	Descripción	Máquina(M)- Herramienta (H) -Material(L)- Tiempo (días).				
		M	T	H	T	L
1	Taladrado sobre las cabezas de los remaches del revestimiento y los elementos estructurales en los diferentes componentes del empenaje, con brocas de 3/32", 1/8 y 5/32	M1	5	H7	5	
2	Botar las cabezas de los remaches tanto embutidas como avellanadas.			H8-H9 H13-14	5 5	
3	Botar los cuerpos sobrantes de los remaches			H8-H13- H14	5 5	

3.3.15.3 Diagrama de proceso de reconstrucción estructural de los elementos estructurales.

- Diagrama de procesos de reparación estructural de las pieles.

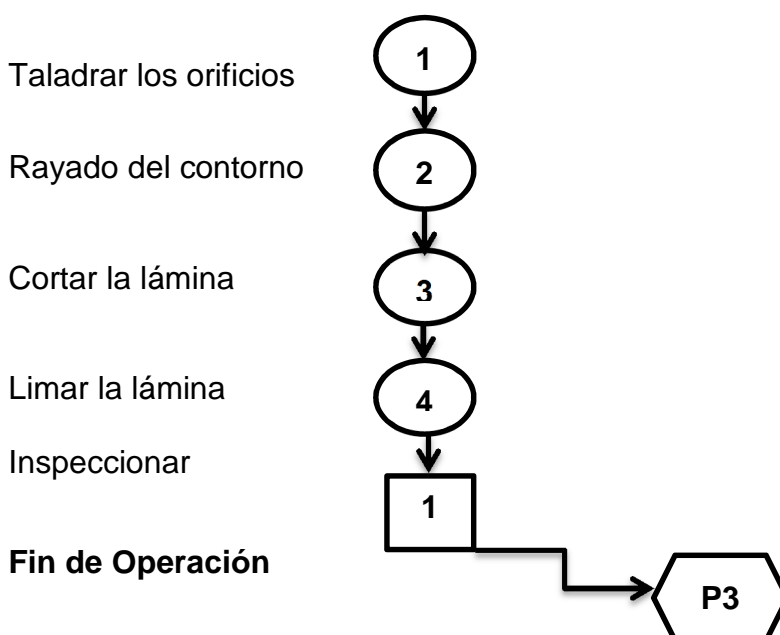


Tabla 3.12

Procesos de reconstrucción estructural de las pieles o revestimientos.

N°	Descripción	Máquina (M)- Herramienta (H)-Material (L)- Tiempo (T).				
		M	T	H	T	L
1	Taladrado de orificios de la vieja lámina, sobre una nueva, colocar Clecos en cada orificio.	M1	2	H7	2	L2
				H5	2	L3-L4
				H6	2	
3	Rayado del contorno de la pieza vieja.			H1	2	L2
				H2	2	L3-L4
4	Cortar y limar los moldes.			H3	2	L2
				H4	2	L3-L4

- Diagrama de procesos de reparación estructural de las costillas.

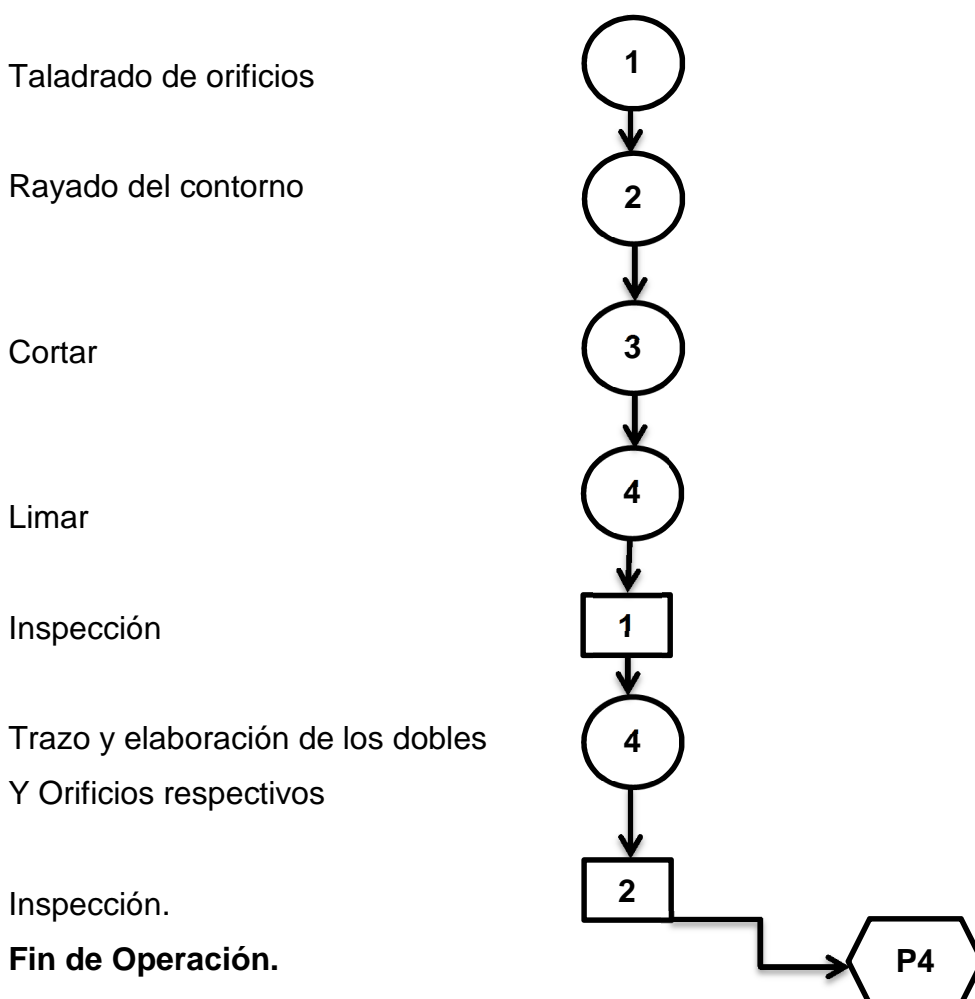


Tabla 3.13

Procesos de reconstrucción estructural de las costillas.

N°	Descripción	Máquina (M)- Herramienta (H)-Material (L)- Tiempo (días).				
		M	T	H	T	L
1	Taladrado de los orificios en las láminas nuevas y colocación de Clecos.	M	3	H7	3	L2
		1		H5-H6	3	
2	Rayado del contorno			H1-H2	3	L2
3	Cortar y limar las láminas nuevas			H3 -H4	3	L2
4	Desarrollar los dobleces y agujeros respectivos de las costillas.	M		H10	3	L2
		4		H14-	3	
				H15		

3.3.15.4 Diagrama de procesos de la reconstrucción estructural de las partes del empenaje.

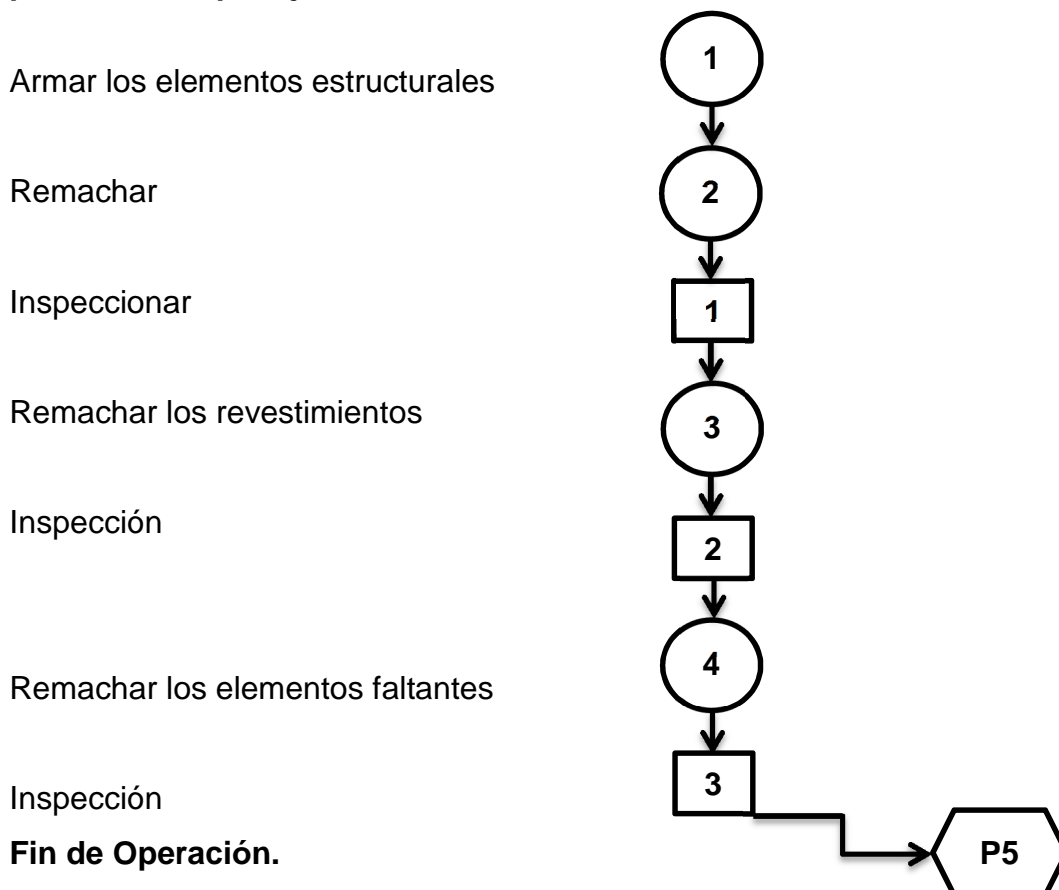


Tabla 3.14

Procesos de reconstrucción estructural de las partes del empenaje.

N°	Descripción	Máquina (M)- Herramienta (H)- Material (L)- Tiempo (Días).				
		M	T	H	T	L
1	Armado de los elementos estructurales.			H5- H6	3	L1-L2 L3-L4
2	Remachado de ciertos elementos estructurales.	M2	21	H12 H11 H16	21	L1-L2 L3-L4
3	Remachado de los revestimientos	M2	21	H12 H11- 16	21	L1-L2 L3-L4
4	Remachado de los elementos estructurales que forman parte de cada uno de los componentes del empenaje.	M2	21	H12 H11 H16	21	L1-L2 L3-L4

3.3.15.5 Diagrama de procesos de instalación de los estabilizadores y timones.

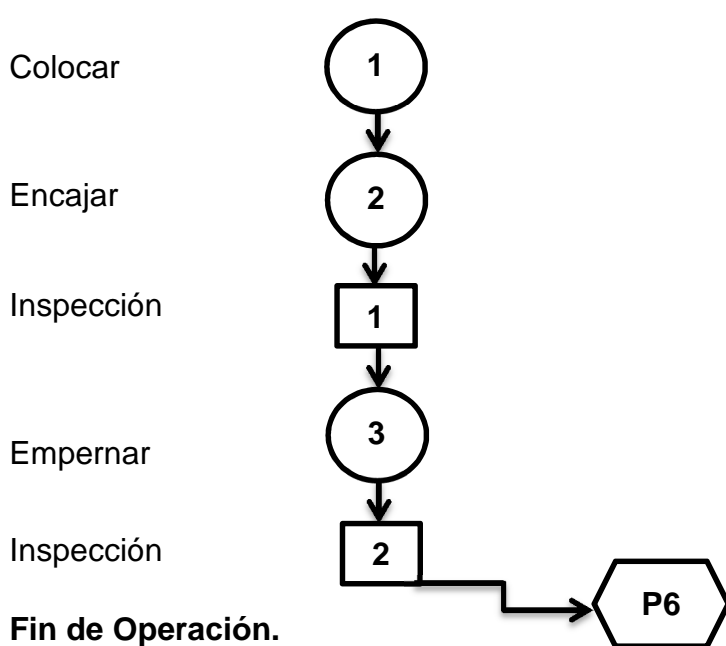


Tabla 3.15

Procesos de instalación de los estabilizadores y timones.

N° Operación	Descripción	Máquina (M)- Herramienta (H)-Material (L)- Tiempo (Días).				
		M	T	H	T	L
1	Colocar los estabilizadores hasta que estos encajen.			M8	2	
2	Colocación y Ajuste de los pernos.			M17- M18	2	
3	Instalación final de los timones en los estabilizadores mediante pernos.			M17 M18	2	

3.3.15.6 Diagrama de procesos de limpieza del empenaje.

Para limpieza del empenaje se usó shampoo de aviación.

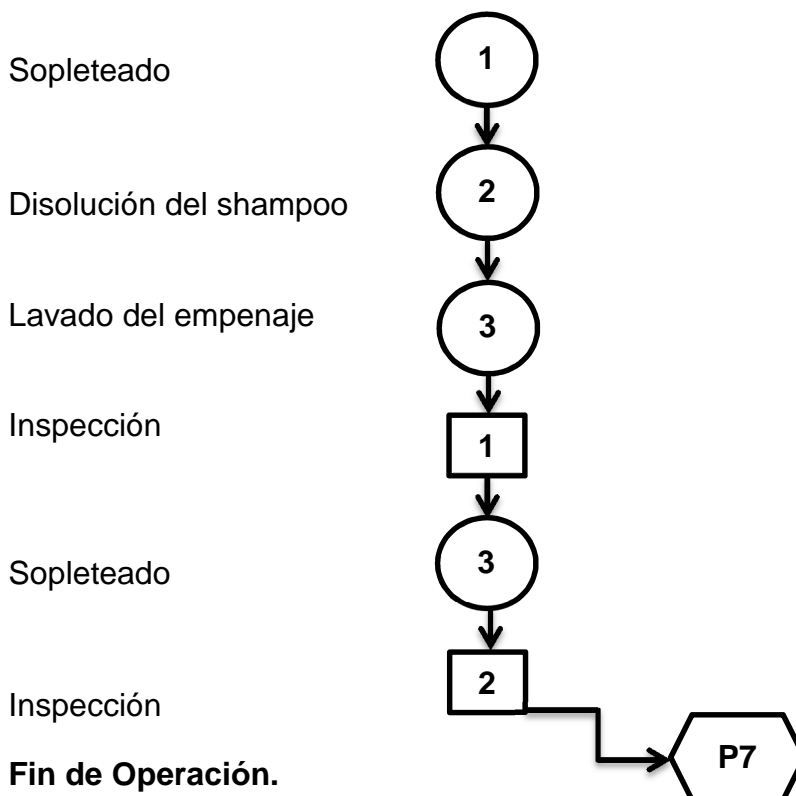
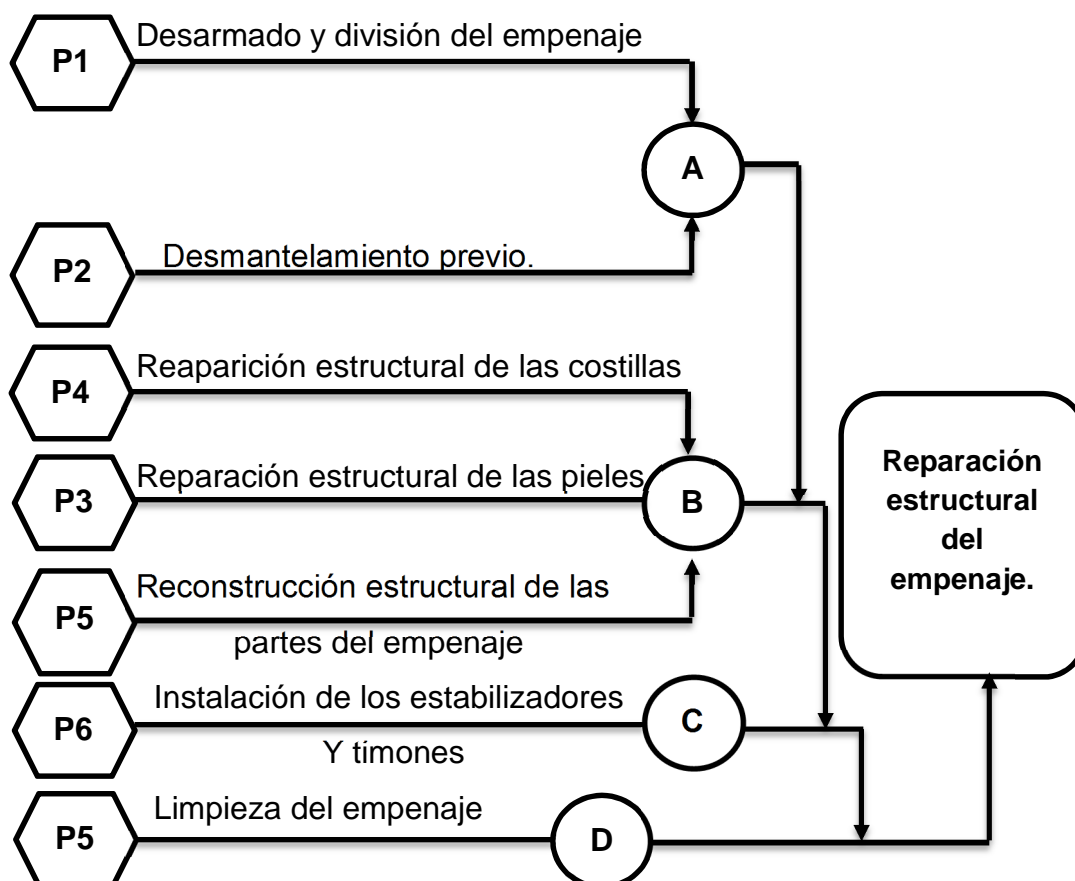


Tabla 3.16

Procesos de limpieza del empenaje.

N°	Descripción	Máquina (M)- Herramienta (H)-Material (L)- Tiempo (Días).				
		M	T	H	T	L
1	Sopletear las limallas e impurezas.	M3	1			
2	Disolución del shampoo en agua			H19	1	
3	Lavado del empenaje			H19	1	
4	Sopletear para el secado tanto de la parte interna como externa del empenaje.	M3	1			

3.3.15.7 Diagramas generales de la reparación estructural del empenaje.



3.3.16 Análisis de Resultados.

Una vez concluido la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave T206H, se realiza el análisis de resultados.

Para concluir que la reconstrucción estructural obtuvo un resultado positivo, se realizarán inspecciones visuales superficiales para descartar cualquier tipo de daño que afecte los resultados óptimos de la reconstrucción, a continuación se detalla brevemente las inspecciones que se realizaron:

- Se realizó una inspección visual alrededor del empenaje y a cada uno de sus componentes, descartando cualquier tipo de defecto, daño o deformaciones estructural, que pudo haberse dado durante el montaje de los componentes; teniendo así como resultado que el empenaje en si se encontraba en óptimas condiciones de aeronavegabilidad.
- También se realizó un breve análisis al remachado de cada componente, descartando que haya algún remache fuera de las dimensiones reales, obteniendo como resultado un remachado óptimo en cada uno de los componentes.
- Una vez concluido la reparación se evidencio que la estructura de la aeronave no presenta ningún síntoma de descompensación estructural.
- El material utilizado fue de primera clase con toda la documentación de trazabilidad, certificados garantía y pruebas emitidas por el fabricante.
- Actualmente la aeronave se encuentra en buen estado y aeronavegable cumpliendo de esta manera lo dispuesto por el manual de mantenimiento que aplica a daños estructurales.

3.3.17 Presupuesto.

El presupuesto que se presentó en el anteproyecto no es el presupuesto total utilizado en la reconstrucción del empenaje, ya que este fue un presupuesto estimado, pero al realizar la reconstrucción se pudo evidenciar el presupuesto real.

3.3.17.1 Análisis de costos.

Para la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave Cessna T206H, se llegaron a tener tanto costos primarios como secundarios que a continuación se detalla:

- Costos Primarios:
 - Materiales.
 - Mano de obra

- Costos Secundarios:
 - Material
 - Anillados
 - Empastados
 - Adquisición de manuales
 - Manutención

3.3.18 Costos Primarios.

3.3.18.1 Costo de materiales.

Tabla 3.17

Costos Primarios.

N°	MATERIAL	V/U	V/T
50U	BOLT	0.25	12.50
50U	WASHER	0.02	1.00
50U	NUT	0.25	12.50
01U	FRAME BULKHEAD LH SIDE	187.20	187.20
01U	FRAME-BULKHEAD TOP	193.50	193.50
01U	FRAME SIDE-BULKHEAD LH SIDE	152.10	152.10
01U	FRAME SIDE-BULKHEAD RH SIDE	142.20	142.20
01U	FRAME-BULKHEAD TOP	207.00	207.00
01U	FRAME-BULKHEAD LH SIDE	216.90	216.90
01U	FRAME-BULKHEAD RH SIDE	187.20	187.20
01U	STRINGER-TOP LH FS 138.00 TO 194.80	149.40	149.40
01U	STRINGER-TOP RH FS 138.00 TO 194.80	151.20	151.20
01U	STRINGER-TOP LH FS 166.40 TO 209.80	164.70	164.70
01U	STRINGER-TOP LH FS 166.40 TO 209.80	167.40	167.40
01U	STRINGER-SIDE UPPER LH	135.90	135.90
01U	STRINGER-SIDE UPPER RH	181.80	181.80
01U	STRINGER-SIDE CTR LH FS 152.20 TO 209.00	135.00	135.00
01U	STRINGER-SIDE CTR RH FS 152.20 TO 209.00	62.82	62.82
01U	STRINGER-SIDE LWR LH FS 138.00 TO 209.00	233.10	233.10
01U	STRINGER-SIDE LWR RH FS 138.00 TO 209.00	194.40	194.40
01U	STRINGER-TOP CTR FS 138.00 TO 209.00	148.50	148.50
01U	STRINGER.LWR LH FS 166.40 TO 209.00	193.50	193.50
01U	STRINGER.LWR RH FS 166.40 TO 209.00	74.97	74.97
01U	STRINGER-LOWER LH	185.40	185.40
01U	STRINGER-LOWER RH	236.70	236.70
01U	STRINGER-SIDE LH FS 152.20 TO 230.187	243.90	243.90
01U	STRINGER-SIDE RG FS 152.20YO 230.187	271.80	271.80
50U	SCREW	0.19	9.50
01U	STRINGER ASSY-YOP LH FS 138.00 TO 166.40	584.25	584.25
01U	STRINGER ASSY-YOP RH FS 138.00 TO 166.40	538.65	538.65
01U	STRUT ASSY LH	2,116.60	2,116.60
50U	NUT PLATE	0.77	38.50
5 Fundas	REMACHES SOLIDOS X100 (diferentes medidas).	6.95	34.75
1 Funda	REMACHES POP X 50	7.34	7.34
8U	Láminas de aleación de Aluminio	110	880
		TOTAL	8452.18 USD

3.3.18.2 Costo por mano de obra.

Tabla 3.18

Costos por mano de Obra.

Cant	Descripción	V. Unitario Hombre USD.	Hrs Empleada	V total Hrs hombre USD
1	Inspector de END	20	24	480
			TOTAL	480 USD

3.3.18.3 Total Costos Primarios.

Tabla 3.19

Total costos primarios.

N°	DETALLE	VALOR USD.
1	Costo de Materiales	8452.18
2	Costo por mano de obra	480
TOTAL		8932.18USD.

3.3.19 Costos secundarios.

3.3.19.1 Tabla resumida del total de costos secundarios.

Tabla 3.20

Total costos secundarios.

Cantidad	Material	V/U	V/T
3	Anillados	1.50	4.50
3	Empastados	8	24
	Alimentación	450	450
	Transporte	200	200
500	Copias	0.015	7.50
	Vivienda	400	400
	Adquisición de manuales	200	200
	Varios	55	55
TOTAL			1341USD

3.3.20 Costo total del proyecto de grado.

Tabla 3.21

Total costos del proyecto de grado.

N°	DETALLE	VALOR USD
1	Gastos primarios	8932.18USD
2	Gastos secundarios	1341USD
TOTAL		10,273.18USD

NOTA: Los costos primarios utilizados para la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave Cessna T206H fueron cubiertos por la COMPAÑÍA AEROMORONA CIA. LTDA.-SAM; por lo que únicamente el valor final de costo de grado es de: **1341USD**.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

4.1 Conclusiones.

- Se evaluó a la aeronave Cessna T206H accidentada, obteniendo como resultados daños estructurales en la mayor parte del avión, así evidenciando el daño estructural que ha sufrido el empenaje de dicha aeronave, por consiguiente con los resultados alcanzados se prosigue a su rehabilitación.
- Se recopiló la información necesaria del Manual de Mantenimiento (MM), el Catálogo Ilustrado de Partes (IPC) y el Manual de Reparación Estructural (SRM), los cual nos fue de gran ayuda al tener un óptimo resultado en la reparación estructural hecha en el empenaje de la aeronave Cessna T206H.
- Al haber realizado el informe detallado de las partes dañadas o afectadas, hubieron ciertas partes que no se las pudo reconstruir por lo que se optó por hacer el pedido de estas partes a AEROPARTES, mediante el Catálogo Ilustrado de Partes (IPC), para con ello obtener un óptimo resultado en la reconstrucción estructural del empenaje de la aeronave T206H.
- El correcto uso del Manual de Mantenimiento (MM), el Catálogo Ilustrado de Partes (IPC) y el Manual de Reparación Estructural (SRM), permitieron realizar una correcta reparación estructural.
- Se estableció la fiabilidad del trabajo con un documento emitido por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), de aceptación de aeronavegabilidad y operación.

4.2 Recomendaciones.

- Al evaluar las partes afectadas, las mismas se las compara con partes no defectuosas, para visualizar de manera superficial el daño que estas tienen, obteniendo así un mejor reconocimiento de una parte defectuosa.
- Es preciso recopilar la información necesaria del manual para evitar información errónea al momento de la reparación estructural.
- Identificar correctamente la parte a reemplazarse en el Catálogo Ilustrado de Partes para evitar un error en los pedidos de las partes.
- Antes de proceder a la reparación estructural, lea cuidadosamente los Manuales de Mantenimiento (MM), el Manual de Reparación Estructural (SRM) y el Catálogo Ilustrado de Partes(IPC), para tener un mayor enfoque de lo que se va a realizar.
- Contar con toda la documentación de la aeronave.

GLOSARIO DE TÉRMINOS.

- **Operador:** Técnico encargado de manejar ciertos instrumentos como: maquinas, herramientas y materiales con el fin de lograr el trabajo impuesto.
- **Reconstrucción:** Reparación o construcción que se hace de nuevo de una cosa destruida o deshecha.
- **Rehabilitación:** Acción y efecto de rehabilitar, habilitar de nuevo o restituir a alguien o algo a su antiguo estado.
- **Montaje:** Acción y efecto de montar un objeto ya construido y terminado. Combinación de las diversas partes de un todo.
- **Instalación:** Acción y efecto de instalar o instalarse.
- **Corrugamiento Laminar:** Defecto en forma de ondulaciones que tiene una lámina, similar al cartón corrugado.
- **Rajadura:** Acción y efecto de rajar o rajarse.
- **Proceso:** Es un conjunto de actividades mutuamente relacionadas o que, al interactuar, transforman elementos de entrada y los convierten en resultados.
- **Aleación:** Es la adición de elementos, tanto metálicos como no metálicos, a un metal base con el fin de mejorar sus propiedades en el aspecto deseado.
- **FAA:** Federal Aviation Administración, entidad gubernamental responsable de la regulación de todos los aspectos de la aviación civil en los Estados Unidos.
- **Contraguiñada:** El movimiento que el timón hace ejecutar a la aeronave en sentido contrario y para corregir la guiñada.
- **Herraje:** Conjunto de piezas de hierro con las que se decora o se refuerza la estructura.
- **Corrimiento:** Deslizamiento de una gran extensión de terreno.
- **Rebaba:** Porción de materia sobrante que se acumula en los bordes o en la superficie de un objeto cualquiera.

- **Ochavado:** Referido a una figura, que tiene ocho ángulos iguales y cuyos lados son todos iguales, o iguales dos a dos.
- **Alodine:** Es un recubrimiento químico no inflamable y con base ácida que produce una capa de conversión cromada sobre el aluminio y sus aleaciones, excelente para la adherencia de la pintura y la resistencia a la corrosión.

ABREVIATURAS

- **M.M.E:** Manual de mantenimiento de la reconstrucción estructural del empenaje.
- **M.O.E:** Manual de operación de la reconstrucción estructural del empenaje.
- **M.S.E:** Manual de seguridad de la reconstrucción estructural del empenaje.
- **H.R.E:** Hoja de registro de la reconstrucción estructural del empenaje.
- **I.P.C:** Catalogo ilustrado de Partes.
- **M.M:** Manual de Mantenimiento.
- **S.R.M:** Manual de Reparación Estructural.
- **F.A.A:** Federación Americana de Aviación.
- **D.G.A.C:** Dirección General de Aviación Civil.
- **AN:** Army navy (Armada Naval).
- **NAS:** Servicios nacionales de aviación.
- **HSS:** High Speed Steel (Acero de alta velocidad).
- **NDT:** Non Destructive Testing. (Ensayos no destructivos).

BIBLIOGRAFÍA

LIBROS:

- Esteban Oñate, Conocimiento del avión.
- Métodos, Técnicas y procedimientos aceptables, inspección y reparación de aeronaves. (1978). E.E.U.U
- Laministeria. (1978). E.E.U.U

MANUALES:

- Manual de Mantenimiento de la aeronave Cessna T206H.
- Catalogo Ilustrado de Partes de la aeronave Cessna T206H.
- Manual estructural de la aeronave Cessna T206H.

NET GRAFÍA:

- <http://books.google.com.ec/books?> (en línea).
- <http://prezi.com/qs1yslmdpbgj/empenaje-de-cola/> (en línea).
- <http://centrodeartigos.com/articulos-noticias> (en línea).
- <http://es.scribd.com/doc/94561168/Empenaje-o-Seccion-de-Cola> (en línea).
- <http://bsas-vac.tripod.com/Dfc/Vuelo1/Control/empenaje.htm> (en línea).
- <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html> (en línea).
- <http://www.alasewm.com.ar/ewmpenaje.htm> (en línea).
- <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html> (en línea).
- http://usuarios2.arsystel.com/antomarto/contenido_curso_aeromodelismo/empenaje_cola.htm (en línea).